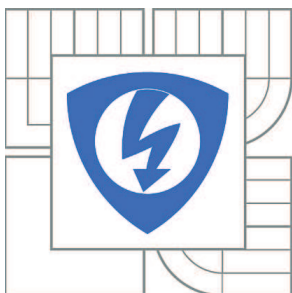


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA ELEKTROTECHNIKY A KOMUNIKAČNÍCH
TECHNOLOGIÍ

ÚSTAV ELEKTROTECHNOLOGIE

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION
DEPARTMENT OF ELECTRICAL AND ELECTRONIC
TECHNOLOGY

AUTOMATICKÉ OVĚŘENÍ ZAMĚŘOVACÍ FUNKCE LETECKÉ SATELITNÍ ANTÉNY

AUTOMATED VERIFICATION OF AIRCRAFT SATELLITE ANTENNA'S TARGETING FUNCTION

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

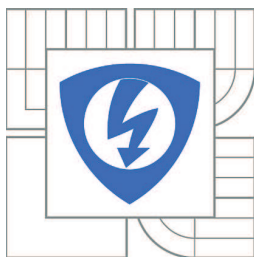
Bc. ONDŘEJ HRADÍLEK

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. HELENA POLSTEROVÁ, CSc.

BRNO 2014



VYSOKÉ UČENÍ
TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta elektrotechniky
a komunikačních technologií

Ústav elektrotechnologie

Diplomová práce

magisterský navazující studijní obor
Elektrotechnická výroba a management

Student: Bc. Ondřej Hradílek

ID: 128126

Ročník: 2

Akademický rok: 2013/2014

NÁZEV TÉMATU:

Automatické ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény

POKYNY PRO VYPRACOVÁNÍ:

Seznamte se s problematikou satelitní komunikace a zaměřte se zejména na oblast použití v letecké satelitní komunikaci. Vypracujte rešerši metod použitelných k návrhu systému pro automatizované ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény v laboratorních podmínkách. Prostudujte komunikační protokol zvolené antény a vytvořte ovládací program umožňující její automatický pohyb. Otestujte zaměřovací funkci dané satelitní antény a graficky ji vyhodnoťte.

DOPORUČENÁ LITERATURA:

Podle pokynů vedoucího práce.

Termín zadání: 10.2.2014

Termín odevzdání: 29.5.2014

Vedoucí práce: Ing. Helena Polsterová, CSc.

Konzultanti diplomové práce: Ing. Pavel Střítecký, Honeywell International s.r.o.

doc. Ing. Petr Bača, Ph.D.

Předseda oborové rady

UPOZORNĚNÍ:

Autor diplomové práce nesmí při vytváření diplomové práce porušit autorská práva třetích osob, zejména nesmí zasahovat nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a musí si být plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č.40/2009 Sb.

ABSTRAKT

Tato diplomová práce podává přehled o základních principech funkce satelitních komunikačních systémů. Dále se zabývá popisem leteckého satelitního komunikačního systému ARINC 791, který je základem, od kterého se odvíjí architektura leteckých satelitních komunikačních systémů. V praktické části jsou navrženy systémy pro automatizované ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény v laboratorních podmínkách společnosti Honeywell s.r.o.. Zvolený systém je poté realizován a použit pro otestování zaměřovací funkce letecké satelitní antény. Nakonec jsou výsledky graficky zpracovány a vyhodnoceny.

KLÍČOVÁ SLOVA

Letecká satelitní komunikace, transpondér, INMARSAT, TMA, LabVIEW, zaměřovací funkce antény

ABSTRACT

This diploma thesis provides an overview and basic principles of satellite communication systems. Further is description of specific aerial satellite communication system ARINC 791. The practical part includes proposals of the system for automated verification targeting functionality of an air satellite antenna, which has been carried out in Honeywell laboratory conditions. The selected implementation is realized and used for automated verification targeting functionality of an air satellite antenna. The results are graphically evaluated.

KEYWORDS

Aeronautical satellite communication, transponder, INMARSAT, TMA, LabVIEW, antenna targetting

HRADÍLEK, O. Automatické ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, 2014. 67 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Helena Polsterová, CSc..

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že svou diplomovou práci na téma „Automatické ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény“ jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jako autor uvedené diplomové práce dále prohlašuji, že v souvislosti s vytvořením této diplomové práce jsem neporušil autorská práva třetích osob, zejména jsem nezasáhl nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a/nebo majetkových a jsem si plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon), ve znění pozdějších předpisů, včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č. 40/2009 Sb.

V Brně dne

.....

(podpis autora)

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji vedoucímu Ing. Heleně Polsterové, CSc. za účinnou metodickou, pedagogickou a odbornou pomoc při zpracování mé semestrální práce. Dále bych chtěl poděkovat panu Ing. Pavlu Stříteckému a Ing. Jiřímu Nykodýmovi za vytvoření tohoto zadání a cenné rady při zpracování mé diplomové práce a společnosti Honeywell International s.r.o. za možnost pracovat na tomto zadání.

OBSAH

ÚVOD.....	9
1 Satelitní komunikační systém	10
1.1 Oběžné dráhy satelitních družic	11
1.1.1 Geostacionární dráha	11
1.1.2 Negeostacionární dráhy	12
1.2 Stabilizace satelitních družic.....	13
1.3 Používaná kmitočtová pásma	13
1.4 Transpondér	14
1.5 Družicové komunikační systémy	14
1.5.1 INMARSAT	14
1.5.2 VSAT.....	15
1.5.3 IRIDIUM	16
1.5.4 GLOBALSTAR.....	17
1.5.5 THURAYA	17
1.5.6 ORBCOMM	18
1.5.7 UMTS	18
1.5.8 ICO	18
1.5.9 TELEDISC	18
1.5.10 ODYSSEY TRW	19
2 Letecký satelitní komunikační systém ARINC 791 [12]	20
2.1 Vnější vybavení antény.....	23
2.1.1 Clona antény.....	24
2.1.2 Nízkošumový zesilovač	25
2.1.3 Polarizační řídicí jednotka	25
2.1.4 Polohovač antény	25
2.1.5 Inerciální měřicí jednotka	26
2.1.6 Deska podstavy.....	26
2.1.7 Kryt antény	26
2.1.8 Kapotáž	26
2.2 KRFU	26

2.3	KANDU	28
2.3.1	Řízení a monitoring subsystému antény	28
2.3.2	Stabilizace a sledování.....	29
2.4	Modem a Manager	29
2.4.1	Modem	29
2.4.2	Manager	30
2.5	Letadlový identifikační modul	30
2.6	Napájení	30
2.7	Motivace k přesnému směřování satelitní antény [12].....	31
2.8	Problémy spojené se směřováním satelitní antény	32
2.8.1	Chyba vnější smyčky	32
2.8.2	Chyba vnitřní smyčky.....	33
2.9	Metody pro řízení směřování satelitní antény	33
2.9.1	Řízení s pomocí inerciálních senzorů letadla.....	33
2.9.2	Řízení pomocí inerciálních senzorů letadla se zpětnou vazbou	34
2.9.3	Řízení pomocí kombinace inerciálních senzorů se zpětnou vazbou	35
3	Možnosti ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény	36
3.1	Automatizovaný test směřování antény simulující reálné podmínky	36
3.1.1	Hardwarová konfigurace automatizovaného testu.....	36
3.1.2	Architektura automatizovaného testu	38
3.2	Automatizovaný test směřování antény	40
3.2.1	Hardwarová konfigurace automatizovaného testu.....	40
3.2.2	Architektura automatizovaného testu	41
4	Realizace testu směřování antény	42
4.1	Prostředí LABVIEW	42
4.2	Struktura projektu	43
4.3	Ovládací aplikace a její funkce.....	45
4.3.1	Ovládání externího napájení	46
4.3.2	Možnosti nastavení	46
4.3.3	Volba datového módu a zobrazení pozice antény	46
4.3.4	Nedeterministické zprávy o statusu antény	48
4.3.5	Blokový diagram a jeho zapojení.....	50
4.4	FPGA aplikace a její funkce	53

4.4.1	Blokový diagram a jeho zapojení.....	54
4.5	Použité Sub-VI	56
5	Vyhodnocení zaměřovací funkce.....	57
5.1	Nastavení ovládací aplikace	57
5.2	Grafické zpracování dat.....	57
	Závěr	61
	SEZNAM ZKRATEK	62
	SEZNAM LITERATURY.....	64
	SEZNAM OBRÁZKŮ	66
	SEZNAM PŘÍLOH	

ÚVOD

Za vznikem satelitní komunikace stála potřeba pokrýt signálem celý povrch země a umožnit tak komunikaci z kteréhokoliv místa na světě. Jelikož by bylo velmi obtížné ukotvovat na moři nebo za polárním kruhem síť GSM stanic, které by šířily signál tak, jak je tomu ve vnitrozemí, prosadilo se nakonec toto mnohem elegantnější a celkově levnější řešení.

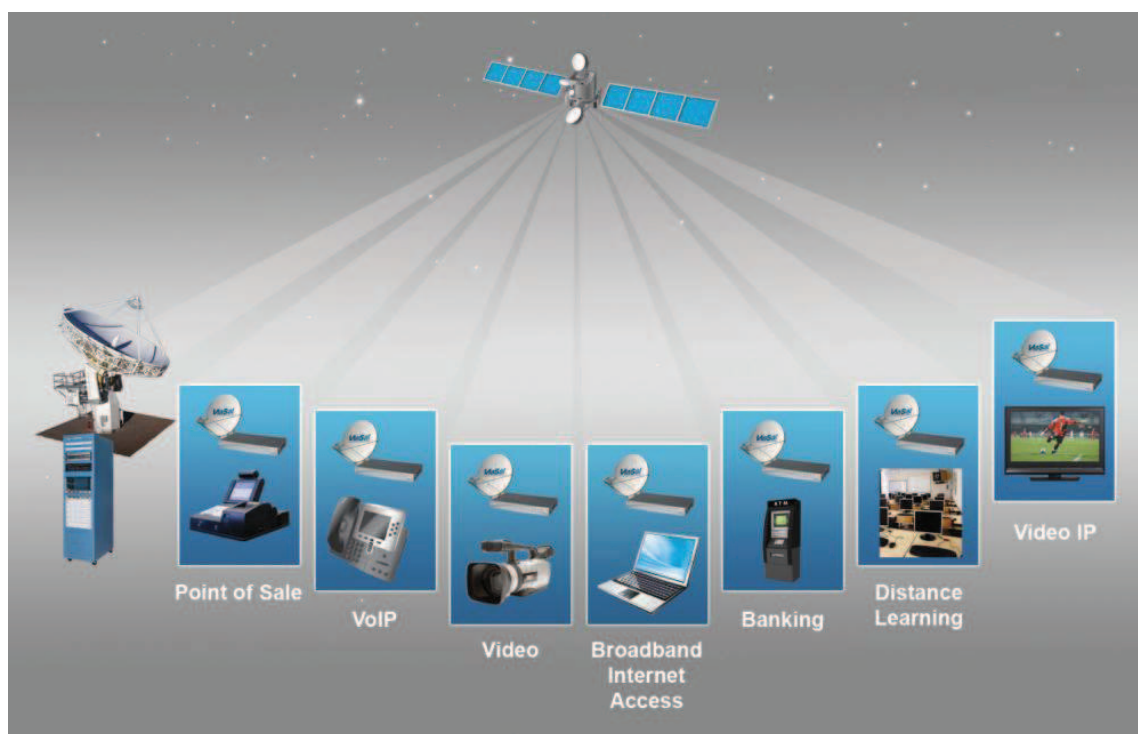
Od myšlenky k realizaci bývá ovšem daleko a i v případě zavádění satelitního komunikačního systému je potřeba překonat hned několik úskalí, které s tímto systémem souvisejí. Důležitým předpokladem pro funkci celého systému je totiž přesné zaměření antény na telekomunikační satelit umístěný na oběžné dráze země. Tuto podmínku je obzvláště těžké zabezpečit, pokud je anténa umístěna na leteckém dopravním prostředku, který se pohybuje velmi vysokou rychlostí a provádí přitom složité manévry, které musí systém antény vykompenzovat tak, aby byla anténa neustále nasměrována s co nejmenší odchylkou na satelit, s kterým komunikuje. Přesné nasměrování letecké satelitní antény bude zprostředkovávat stabilní vysokorychlostní internetové připojení cestujícím na palubě dopravního letadla.

Cílem této práce je navrhnout systém, který zajistí automatizované ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény v laboratorních podmínkách společnosti Honeywell s.r.o., na jehož výstupu budou informace o zaměřovací chybě vzniklé během simulovaného testu. Tyto výstupy poté budou analyzovány a graficky vyhodnoceny.

1 Satelitní komunikační systém

Satelitní komunikační systémy jsou výsledkem snahy o nalezení systému, který by jednoduše zajišťoval možnost spojení s těžce dostupnými místy, kde by jinak pomocí dosavadních komunikačních technologií bylo možné vytvořit spojení jen s velmi velkými finančními náklady a technologickými problémy. Satelitní komunikační systémy doplňují pozemní kabelové, optické i bezdrátové vedení a umožňují komunikaci na velké vzdálenosti při zachování velkých přenosových rychlostí. Ke komunikaci se využívají umělé družice na oběžných drahách.

Zavedení satelitního systému umožnilo [1] lidem například telefonovat nebo přenášet data z míst za polárním kruhem, na Sahaře, na širém moři nebo kdekoli, kde není k dispozici GSM signál. Později se satelitní komunikace začala využívat také pro připojení k internetu, přenos televizního signálu a rádií, globální navigace, meteorologické systémy nebo mnoho dalších služeb (viz Obrázek 1).



Obrázek 1: Služby poskytované satelitním komunikačním systémem [1]

Satelitní spojení [2] se uskutečňuje v pásmu vysokých frekvencí nosných vln. Rušení satelitního signálu atmosférickými vlivy je proto velmi vysoké. Nutnou podmínkou pro spojení je také přímá viditelnost na družici.

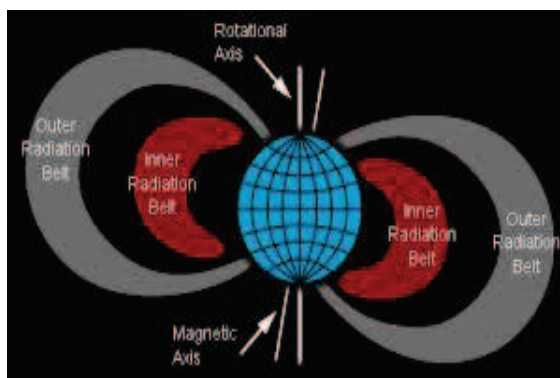
1.1 Oběžné dráhy satelitních družic

Družice obíhá zeměkouli po stálé dráze bez jakéhokoli pohonu.

Její pohyb se řídí následujícími Keplerovými zákony [2]:

1. Družice obíhá po kruhových nebo eliptických drahách, jejichž středem nebo ohniskem je Země.
2. Plocha opsaná spojnicí Země a družice za časovou jednotku je konstantní.
3. Druhá mocnina doby oběhu družice je úměrná třetí mocnině délky hlavní poloosy dráhy. To znamená, že určité době oběhu odpovídá určitá výška družice nad Zemí.

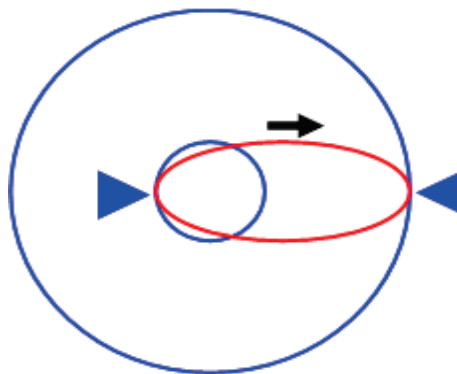
V praxi rozlišujeme čtyři různé dráhy [3], do kterých mohou být satelitní družice umístěny. Dráhy jsou navzájem odděleny tzv. Van Allenovými pásy, což jsou shluky částic, které mají relativně vysoký náboj a poškozují nejenom elektronická zařízení, ale rozrušují i samotnou strukturu materiálu. Životnost družic v těchto dvou Van Allenových pásách (vnější a vnitřní – viz Obrázek 2) by byla minimální a jejich užitná hodnota zanedbatelná.



Obrázek 2: Van Allenovy pásy [4]

1.1.1 Geostacionární dráha

V principu nejjednodušší jsou satelity umístěné na geostacionární dráze [3], která je umístěna 35786 kilometrů nad rovníkem. Tuto oběžnou dráhu také označujeme jako GSO (geostationary satellite orbit). Výhoda tohoto systému spočívá v tom, že satelit oběhne Zemí za stejnou dobu, za jakou se otočí Země. To znamená, že ze Země se satelit zdá být nehybně umístěn na obloze. Tím odpadají složité soustavy přepínacích středisek, které synchronizují přechody satelitů z pásem do pásem a také potřeba natáčet pozemní antény na pohybující se satelitní družici. Výhodou i nevýhodou je poměrně velká plocha Země, kterou tento satelit pokrývá. Je sice potřeba méně satelitů k pokrytí planety, ale na druhou stranu pozemní stanice, které přijímají signál, musí být mnohem vyšší. Na tom, jakou část země satelit pokryje, se výraznou měrou podílí typ a směrovost použitých antén.



Obrázek 3: Přechod družice na GSO [5]

Jedním ze satelitních systémů umístěných na GSO je i VSAT (Very Small Aperture Terminals). Toto řešení se používá nejvíce pro datové přenosy (typicky internetové satelitní linky).

Na geostacionární dráhu se družice dostávají z nízké dráhy (viz Obrázek 3), na kterou jsou vyneseny nosnou raketou. Vlastní přechod na kruhovou geostacionární dráhu se děje z nízké kruhové dráhy přechodem přes eliptickou dráhu. Energii je třeba dodat pouze dvakrát. Poprvé při změně kruhové dráhy na eliptickou a podruhé při změně eliptické dráhy na kruhovou – např. geostacionární.

1.1.2 Negeostacionární dráhy

Družice na negeostacionárních drahách (viz Obrázek 4) oběhnou Zemi v rozdílném čase od otočení Země kolem své osy.

Používají se následující negeostacionární dráhy [5]:

Vysoká eliptická dráha - HEO (High Elliptical Orbit)

- Výška je v rozmezí 18000 – 45000 km
- Doba oběhu okolo 10-23 hodin
- HEO jsou navrženy tak, aby bylo dosaženo lepšího pokrytí v zemích s vyšší severní nebo jižní zeměpisnou šířkou
- Jejich nevýhodou je, že křížují Van Allenovy energetické pásy, čímž dochází k většímu opotřebení satelitu

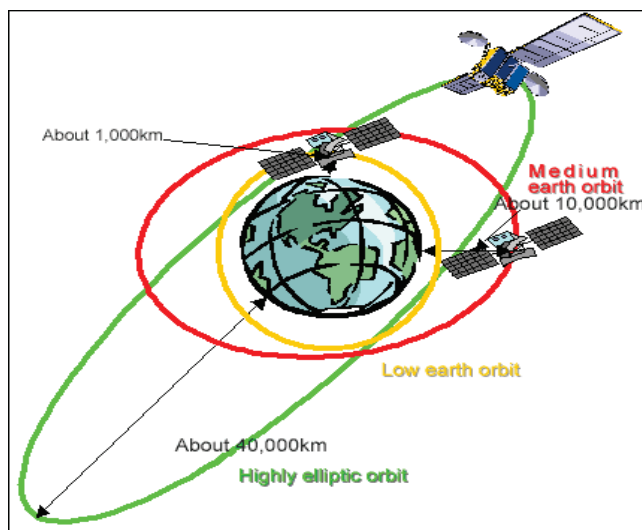
Střední oběžná dráha - MEO (Medium Earth Orbit)

- Výška 8000 - 18000 km
- Doba oběhu okolo 5 - 10 hodin

Nízká oběžná dráha - LEO (Low Earth Orbit)

- Výška 160 - 1600 km
- Doba oběhu je 80-120 minut

V negeostacionárních oběžných drahách je možné velikost území pokrytého jednou převáděcí buňkou omezit na řádově desítky až stovky kilometrů. Výhodou je miniaturizace mobilních stanic. Nevýhodou je vyšší počet satelitů nutných k pokrytí povrchu země a nutnost přesměřovávat komunikaci po zmizení satelitu z dosahu.



Obrázek 4: Negeostacionární oběžné dráhy [5]

1.2 Stabilizace satelitních družic

Systémy orientace a stabilizace [6] musí nejen přesně zjistit okamžitou polohu družice v prostoru, ale obvykle se musí také postarat o změny polohy a dráhy družice podle potřeby. Navigační systém nejprve sám nebo s pomocí řídicího střediska na Zemi zjistí polohu družice a řídicí orientační systém pak zajistí potřebnou korekci tak, aby poloha odpovídala požadavkům.

K autonomnímu zjišťování polohy družice se obvykle používá inerciální plošina, založená na principu setrvačnicků. Dále se používají optické detektory pro sledování Slunce, jasných hvězd nebo horizontu Země. Vzdálenost a rychlost se nejlépe určuje pomocí radiolokátoru a měření Dopplerova jevu, tedy změn frekvence radiových vln podle rychlosti a směru pohybu vysílače a přijímače.

K vlastnímu udržování přesné polohy družice, případně k jejím změnám se používají malé raketové motory nebo fyzikální druhy pohonu (např. tahu iontových motorů nebo i tlaku slunečního záření). Je také možno přímo použít setrvačnickových gyroskopů, které mohou změnou rychlosti otáčení pootočit družici do požadovaného směru a udržovat ho. Někdy stačí udržovat polohu družice jen pasivně v předem nastavené orientaci. K tomu se při pohybu v magnetickém poli Země používají permanentní magnety. Dá se také využít tzv. gravitačního gradientu, který způsobuje samovolné natočení podlouhlých těles delší osou ke středu Země.

1.3 Používaná kmitočtová pásma

Pro družice v kosmu jsou nejběžnějším energetickým zdrojem solární panely [6]. Z toho plynou i omezené energetické možnosti jejího vysílače. Proto musí být volena kmitočtová pásma, která mají minimální útlum v atmosféře Země a vzhledem k použitelné kapacitě přenosu jsou co nejvyšší.

Pro družicové spoje se používají následující frekvenční pásma [7]:

Název pásma	Kmitočtový rozsah [GHz]
L-Band	1.5 – 1.7
S-Band	2.5 – 2.6
C-Band	3.4 – 7.0
X-Band	7.2 – 8.4
Ku-Band	10.7 – 18.3
Ka-Band	17.7 – 31.0

Obrázek 5: Označení pásem satelitních komunikací

1.4 Transpondér

Transpondér [8] je zařízení na palubě satelitu, které přijímá multiplexovaný signál vysílaný z pozemní stanice, mění jeho kmitočet, signál zesiluje a vysílá ho, opět v multiplexovaném tvaru směrem k Zemi, k přijímacím stanicím.

Běžné kmitočtové šířky satelitních transpondérů v Ku pásmu jsou kolem 27, 30, 36, 72 MHz. V Ka pásmu pak dokonce až 500 MHz. Vztah mezi kmitočtovou šířkou pásma transpondérů a přenosovou rychlostí je závislý na druhu použité digitální modulace. Často používanou modulací je modulace QPSK (kvadrurní čtyřstavová modulace).

Je-li tedy kmitočtová šířka transpondéru 30 MHz, poskytne tento transpondér přenosovou bitovou rychlost kolem 45 Mbit. Obecně se dá říci, že pro přenos statických jevů vystačíme s 1,5 - 2,5 Mbity, standardní televizní program bude vyžadovat kolem 5 Mbitů, kvalitnější TV program bude požadovat kolem 8 Mbitů a televize s vyšším rozlišením HDTV (High Definition TV) bude potřebovat při použití způsobů podle standardu MPEG-2 přenosovou rychlost kolem 19 Mbit. Jeden transpondér tedy může vysílat více televizních programů nebo zajišťovat ještě další služby. Na stejné frekvenci mohou vysílat dva transpondéry - jeden signál polarizovaný horizontálně a druhý vertikálně. Na jednom satelitu navíc může být umístěno velké množství transpondérů. Například na satelitu Astra 3B, který byl vypuštěn v roce 2010 a pokrývá celou Evropu, je takovýchto transpondérů 52.

1.5 Družicové komunikační systémy

Každý ze systémů je tvořen kosmickým segmentem, pozemním segmentem a uživatelským segmentem [9]. Podle účelu jsou tyto jednotlivé části uzpůsobeny pro dané využití.

Nejčastěji se používá následujících družicových datových sítí [5]:

- **dvoubodové spoje** – propojení velmi vzdálených nebo nepřístupných míst vlastním datovým okruhem
- **hvězdicovité sítě s centrální stanicí HUB** – spojení na principu virtuálních paketů, jedna ze stanic je řídicí a přes tuto stanicí jde všechny provoz: odesílatel - družice - řídicí stanice - družice - příjemce
- **hvězdicovité sítě bez centrální stanice HUB** – síť s virtuálními okruhy, navazovanými dle potřeby mezi koncovými stanicemi

1.5.1 INMARSAT

INMARSAT [9] je družicový komunikační systém, který byl nasazen do provozu v roce 1982. Z původního rozsahu služeb zaměřeného na námořní oblast (pomoc při ohrožení lodí,

řízení námořní dopravy), se pole působnosti velmi rozšířilo a pokrývá nyní i pozemní a leteckou komunikaci. Původní analogové systémy jsou od roku 1992 doplněny i systémy digitálními.

Systém INMARSAT definuje několik různých standardů, které se liší především podle nabízených služeb:

INMARSAT-A a INMARSAT-B je první globální družicová námořní pohyblivá služba v pásmu 1,5/1,6 GHz. Z hlediska telefonního přenosu hlasu pracuje na analogových principech. Služba nabízí klasickou hlasovou službu a přenos dat. Vývoj kompresních algoritmů dovoluje přenášet v režimu HSD (High Speed Data) data rychlostí až 64 kbit/s.

INMARSAT-C nabízí pouze služby datových přenosů (telex, fax, data) s maximální přenosovou rychlostí 600 b/s a délkou zpráv do 32 kbyte (obousměrně). Specialitou služby je propracované rozesílání zpráv více uživatelům současně (fax, data) a automatické generování aktuální polohy při nehodě či v nouzové situaci.

INMARSAT-D a D+ zajišťuje službu pagingu (varianta D) a obousměrného pagingu (varianta D+). Podporované zprávy jsou tónové, numerické i alfanumerické.

INMARSAT-M byl uveden do provozu 1993. Jedná se o plně digitální systém, který poskytuje řízení vysílacího výkonu terminálu v závislosti na aktuálních podmínkách pro zajištění obousměrné komunikace.

INMARSAT-miniM nabízí mobilní družicovou komunikaci pro hovor a přenos dat stejně jako INARSAT-M. Ke svému provozu využívá družic 3. generace, které umožňují provoz v úzkých svazcích (spotbeam) s vyšším vyzářeným výkonem na družicích.

INMARSAT-A používá poměrně malé mobilní stanice, které umožňují přenos hovoru, dat a faxových zpráv s maximální přenosovou rychlostí 2400 b/s.

INMARSAT-E je konstruován jako elektronický námořní maják.

INMARSAT GX [10] bude satelitní síť 5. generace vytvořená pomocí tří satelitů na geostacionárních drahách pokrývajících celý povrch Země. Tento systém bude pracovat ve frekvenčním pásmu Ka. Systém bude jako první zajišťovat vysokorychlostní internet na palubě dopravních letadel. Předpokládané spuštění služby je naplánováno na konec roku 2014.

1.5.2 VSAT

VSAT [11] (Very Small Aperture Terminal) je označení pro koncový uživatelský terminál s malou plochou apertury antény, který je připojený do komunikační sítě přes geostacionární družici. Koncová zařízení umožňují obousměrnou komunikaci, přičemž průměry antén terminálů se pohybují v rozmezí pouhých 0,75 m až 1,2 m, v krajních případech nepřesahují rozměr 0,2 m. Retranslační družice umístěná na geostacionární dráze umožňuje globální pokrytí území signálem a také usnadňuje konstrukci koncových i centrálních zařízení z hlediska směřování antén. S rychlým vývojem v oblasti vysokofrekvenční techniky dochází

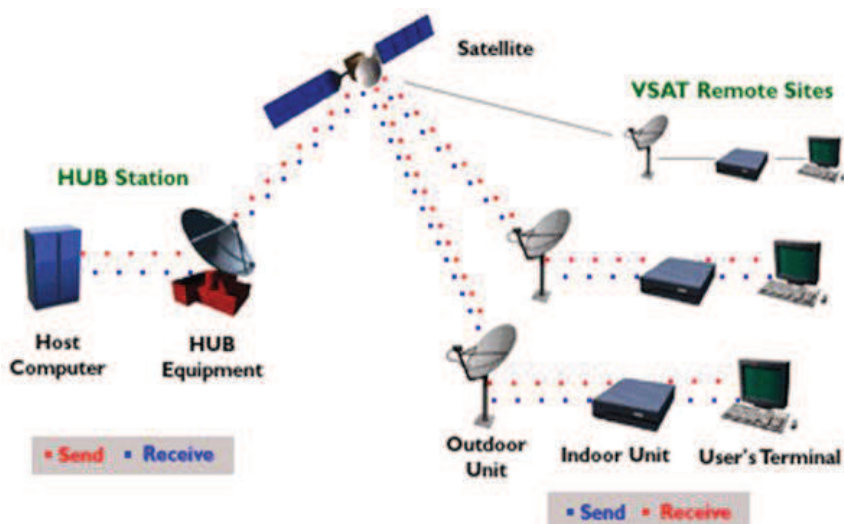
ke stálému zdokonalování komunikačních zařízení a k poklesu konečné ceny jak uživatelských terminálů, tak poskytovaných služeb.

Systém VSAT pracuje v několika frekvenčních pásmech. Pro komerční účely jsou použita pásma C (3,4 – 7,1 GHz) a Ku (10,7 – 14,5 GHz). Vojenské využití systému VSAT je v pásmu X (7,5 – 8,3 GHz). Experimentální systémy VSAT pracují v pásmu Ka (17,7 – 31,0 GHz).

Systém je nejčastěji provozován ve hvězdicové topologii. Využívá se nejčastěji pro přenos dat s malou přenosovou rychlostí (transakce kreditními kartami, RFID data, VoIP, video data) nebo data s velkou přenosovou rychlostí (satelitní internetové připojení na vzdálených místech, VoIP, video data). VSAT technologii využívají společnosti HughesNet, StarBand a WindBlue v USA a Bluestream, SatLynx a Technologie Satelitarne v Evropě.

Topologie sítě VSAT jsou Následující (viz Obrázek 6):

- hvězdicová topologie
- obecná topologie
- kombinace hvězdicové a obecné topologie

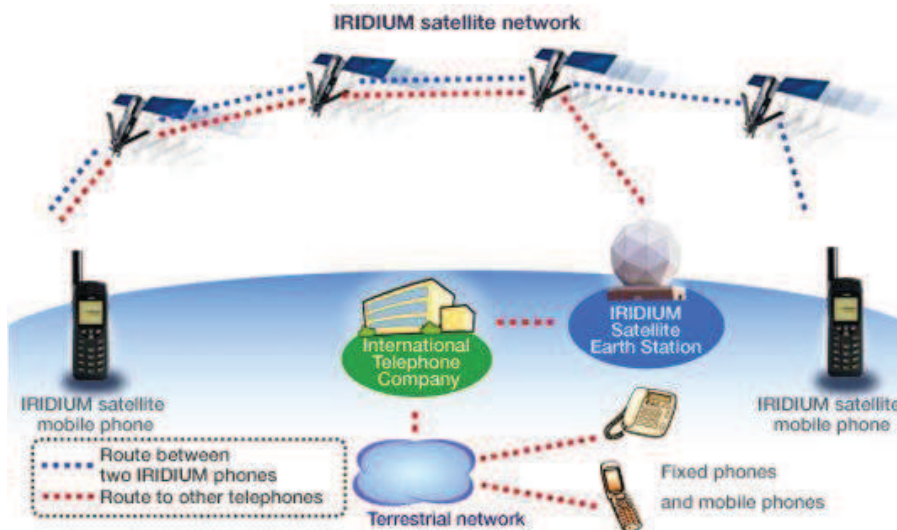


Obrázek 6: Struktura systému VSAT [9]

1.5.3 IRIDIUM

Iridium [9] je družicový globální digitální personální komunikační systém, ve kterém uživatelé používají příruční mobilní stanice, které komunikují se soustavou družic na oběžné dráze LEO. Zajímavou vlastností systému Iridium je zpracování signálu na palubě družice (kromě kmitočtového přeložení a výkonového zesílení zde dochází i k mezidružicové komunikaci (viz Obrázek 7). Systém zajišťuje hlasové i datové přenosy, paging a určení polohy. Za předpokladu přímé viditelnosti mezi mobilní stanicí a družicí systém zjišťuje pokrytí prakticky celého zemského povrchu. Hlavním tvůrcem tohoto systému je společnost Motorola, která měla na starosti jeho vývoj. První družice byly na oběžnou dráhu vyneseny

v roce 1997, projekt byl spuštěn v roce 1999. Systém se skládá z kosmického segmentu, uživatelského segmentu, regionálních pozemských stanic a řídicího segmentu.



Obrázek 7: Struktura systému Iridium [9]

1.5.4 GLOBALSTAR

Systém Globalstar [9] zajišťuje družicové personální komunikační služby z jakéhokoliv bodu na povrchu Země s výjimkou polárních oblastí. Oběžné dráhy družic jsou optimalizovány tak, aby zajistily co nejvyšší dostupnost svých služeb v oblasti mezi 70 stupni jižní šířky a 70 stupni severní šířky. Systém vyvinuly především společnosti Loral a Qualcomm, dnes se na jeho podpoře podílí více společností.

1.5.5 THURAYA

Duální mód systému Thuraya [9] integruje pozemní a družicové služby. Rozšiřující se hranice poskytovatelů umožňují zákazníkům pohyb po obrovské oblasti bez omezení služeb a chybovosti. Mobilní služby systému Thuraya jsou ideální pro telefonní služby v oblastech, které jsou nedostatečně pokryty telefonními operátory. Systém Thuraya dále poskytuje možnost nepřetržitého připojení k internetu po celém světě prostřednictvím služby GmPRS (Geo Mobile Radio Service). Nabízí také vysokorychlostní datové připojení prostřednictvím ThurayaDSL. Tato řešení je velmi výhodné pro vládní úřady, společnosti, ale také pro individuální zákazníky, kteří kladou nároky na vysokou rychlost připojení.

1.5.6 ORBCOMM

Systém Orbcomm [9] poskytuje datové komunikační služby prostřednictvím dvoucestných satelitních systémů. Tyto systémy jsou navrženy pro poskytnutí tzv. „near-real-time“ a „store-and-forward“ komunikace pro obousměrnou komunikaci pevných i mobilních zařízení.

Pro většinu aplikací využívajících systém, jsou data generována koncovými uživatelskými aplikacemi a přenášena k uživatelskému komunikačnímu zařízení, které upraví data a přenáší je k družicím. Data jsou prostřednictvím družic směrována k další pozemské bráně. Uvnitř řídicí brány jsou data zpracována a odeslána k cíli, kterým může být jiná uživatelská stanice, firemní řídicí systém, osobní nebo firemní emailová adresa, pager nebo telefon.

1.5.7 UMTS

Universal Mobile Telecommunication Systém UMTS [9] (Universal Mobile Telecommunication System) je systém třetí generace (3G) pro mobilní komunikaci [9]. UMTS byl koncipován jako nástupník systému GSM. UMTS používá pro přístup W-CDMA (Wideband Code Division Multiple Access). Je evropským standardem, který splňuje požadavky pro mobilní buňkové sítě třetí generace. Mnohonásobný přístup pomocí W-CDMA u UMTS může být dále kombinován s TDMA (Time Division Multiple Access) a FDMA (Frequency Division Multiple Access).

1.5.8 ICO

V globálním systému ICO [9] (dříve označovaný jako Inmarsat P) je použito dvanáct družic uspořádaných do dvou orbitálních rovin skloněných vůči rovníku o 45°. Dráhy jsou typu MEO s družicemi ve výšce přibližně 10350 km. Doba oběhu družice je asi šest hodin a každá družice je vidět ze kteréhokoliv bodu na Zemi po dobu asi 20 min. Pro dosažení nepřerušené komunikace je nezbytné předávání mezi družicemi a mezi bodovými svazky družice, podobně jako v systémech IRIDIUM a GLOBALSTAR. Komunikace družic s pozemskými stanicemi probíhá v kmitočtovém pásmu 5 GHz / 6GHz, s mobilními uživatelskými stanicemi v pásmu 1980 – 2010 MHz / 2170 – 2200 MHz, použita je technologie CDMA.

1.5.9 TELEDISC

Síť Teledisc [9] je tvořena 288 družicemi LEO. Družice obíhají ve výšce 1 400 km a jsou uspořádány do konstelace, která obsahuje dvanáct rovin po 24 družicích, využito je mezidružicové komunikace až osmi sousedních družic. Systém pokrývá téměř 100 % populace na zemském povrchu a je určen převážně pro přenosy dat mezi počítači

a videokonferencemi. Na Zemi se počítá spíše s pevnými terminály, připojení mobilních účastníků však není vyloučeno.

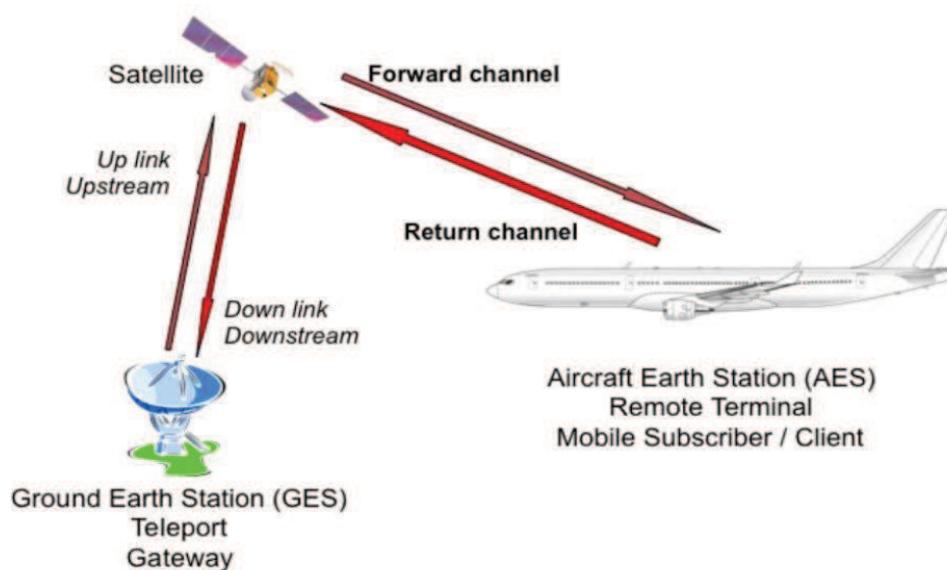
1.5.10 ODYSSEY TRW

Tento systém je vyvíjen společností TRW Space and Electronic Group [9]. Architektura sítě bude tvořena 12 družicemi na orbitálních drahách MEO ve výšce 10370 km. Systém používá techniku mnohonásobného přístupu CDMA a pracuje v pásmech 20GHz / 30GHz a 1610 – 1626,5 MHz / 2483,5-2500 MHz. Mezi poskytované služby patří hlasová komunikace a přenos dat, další služby nejsou vyloučeny.

2 Letecký satelitní komunikační systém ARINC 791 [12]

Společnost ARINC (Aeronautical Radio, Incorporated) je významným poskytovatelem služeb leteckých dopravních komunikačních systémů a systémově-inženýrských řešení (standardů) v oblasti letectví. Jeden z nejnovějších standardů je právě ARINC 791, který definuje koncová zařízení na palubě letadla, sloužící pro satelitní komunikaci ve frekvenčním pásmu Ku/Ka.

Satelitní komunikační systém ARINC 791 patří do kategorie obousměrných VSAT systémů a může být také nazýván jako letecká pozemní stanice - Aircraft Earth Station (AES). AES bude komunikovat s Pozemní stanicí - Ground Earth Station (GES) prostřednictvím družicového komunikačního systému INMARSAT GX (viz kapitola 1.5.1). Úkolem celého systému je zprostředkovat první vysokorychlostní internetové připojení na palubě dopravního letadla (viz Obrázek 8).



Obrázek 8: Struktura leteckého systému ARINC 791

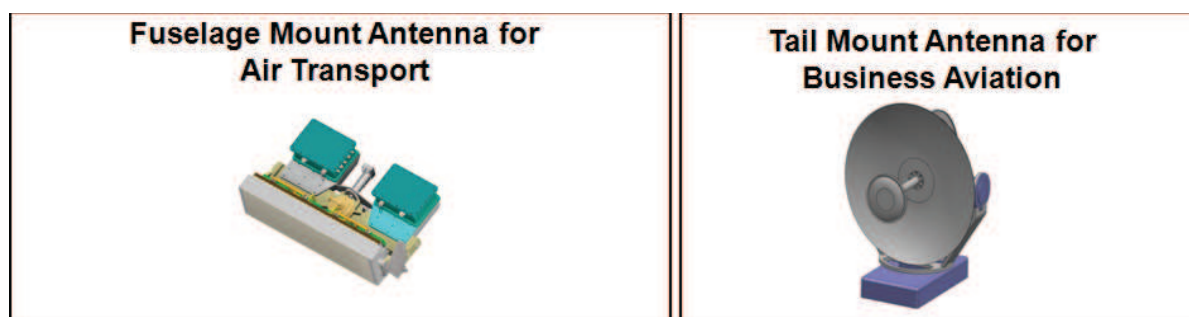
Pro komunikaci se satelitem je pozemní stanice vybavena velkou parabolickou anténou. Pomocí vzestupné dráhy (Up link) jsou informace z GES předány satelitem přes „Forward Channel“ do AES. Po zpracování v AES se informace vrací pomocí „Return channel“ přes satelit sestupnou dráhou (Down link) zpět do GES. Obousměrnou komunikaci řídí modem, který je k dispozici na obou stanicích. Udávaná rychlost [10] „Forward channel“ (Download)

dosahuje až 50 Mbit/s opačným směrem (Upload) se data vrací rychlostí až 5 Mbit/s. Kromě internetového připojení může systém přenášet další informace, týkající se letových informací a upozornění a letecké provozní řídicí komunikace. Jedná se však jen o další možnost využití, tzn., nemělo by dojít k nahrazení stávajících systémů, které pro tento účel byly v letadle vytvořeny.

Očekává se, že každá internetová aplikace může být podporována. Nicméně, vysoké latence geostacionární komunikace zvyšují čas odezvy, což je problém u aplikací, které vyžadují velmi krátkou dobu odezvy.

Pro nový satelitní komunikační systém architektury ARINC 791 jsou vyvíjeny dva typy leteckých VSAT antén (viz Obrázek 9):

- Anténa montovaná do trupu letadla - Fuselage Mount Antenna (FMA)
 - určená pro nejvyšší třídu A
 - Směřovaná lineárním fázovým polem
- Anténa montovaná do ocasní plochy letadla – Tail Mount Antenna (TMA)
 - Pro použití u regionálních a obchodních letadel třídy B
 - Směřovaná mechanicky ve dvou osách

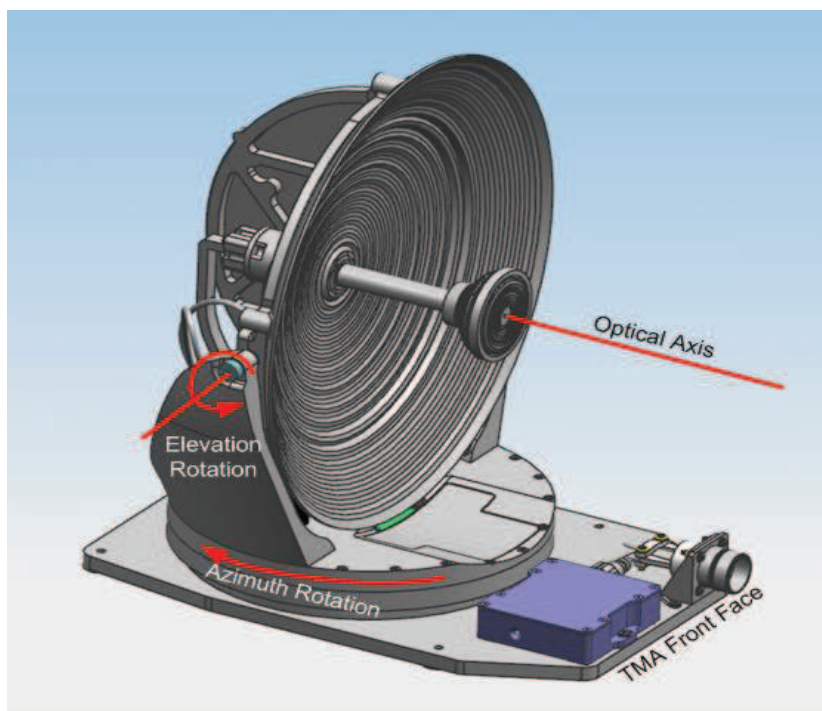


Obrázek 9: Letecké satelitní antény [12]

Vzhledem k tomu, že k otestování zaměřovací funkce bude poskytnuta anténa TMA, bude tato práce dále zaměřena právě na tento typ antény.

Poloha TMA antény je mechanicky řízená směrem na servisní satelit pomocí koordinátu azimutu a elevace (viz Obrázek 10). Azimut představuje orientovaný úhel, který svírá určitý směr od směru letu pohybujícího se letadla. Elevace je orientovaný úhel od horizontální roviny letadla (neboli pohyb vzhůru, zvedání).

Vzhledem k nízkému profilu AES antény (typicky menší než 30 cm), který je nezbytný vzhledem k aerodynamice letadla, je šířka paprsku asymetrická. Paprsek je typicky mnohem širší ve směru elevace než ve směru azimutu, což klade větší nároky na směřování antény v rovině azimutu.

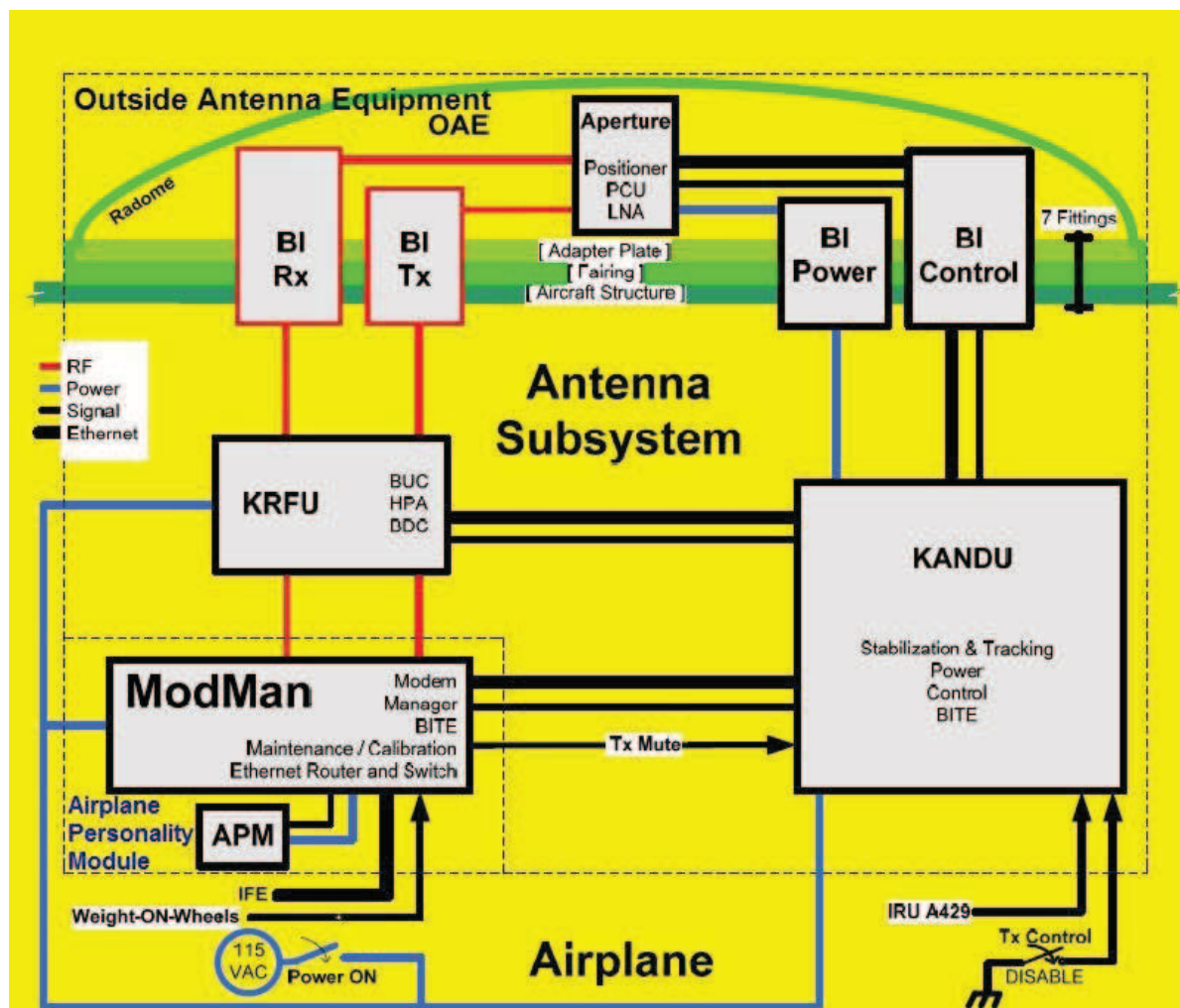


Obrázek 10: Osy natáčení antény TMA

Při současném nízko profilovém designu antény je provozovatel nucen používat různé metody pro řízení interference RF signálu. Tyto metody vedou k vyšším provozním nákladům v důsledku nutnosti používat spektrální šíření, aby se minimalizovalo rušení, což vede ke snížení spektrální účinnosti. S každou nově vyvinutou anténou je, díky pokroku v tomto odvětví, možné použít menší a účinnější anténní systémy.

Obecná konfigurace leteckého komunikačního systému se skládá z následujících komponent (viz Obrázek 11):

- Vnější vybavení antény - Outside Antenna Equipment (OAE)
- Rádiová frekvenční jednotka pásma Ku/Ka - Ku/Ka-band Radio Frequency Unit (KRFU)
- Datová síťová jednotka pásma Ku/Ka - Ku/Ka-band Aircraft Networking Data Unit (KANDU)
- MODem a MANager (MODMAN)
- Letadlový identifikační modul - Airplane Personality Module (APM)



Obrázek 11: Konfigurace leteckého komunikačního systému ARINC 791 [12]

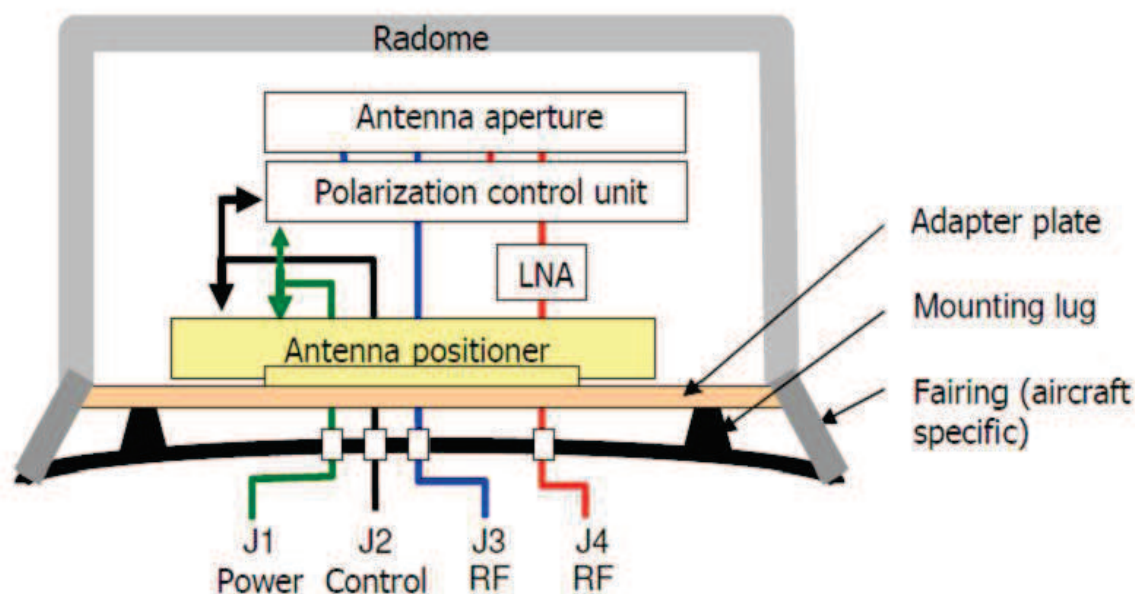
2.1 Vnější vybavení antény

Vnější vybavení antény (OAE) se skládá z následujících prvků (viz Obrázek 12):

- Clona antény (Antenna aperture - AA)
- Nízkošumový zesilovač (Low noise amplifier - LNA)
- Polarizační kontrolní jednotka (Polarization control unit - PCU) – jen pro Ku pásmo
- Polohovač antény (Antenna positioner)
- Inerciální měřicí jednotka (Inertial Measurement Unit - IMU)
- Deska podstavy (Adapter Plate)
- Kryt antény (Radome)
- Kapotáž (Fairing)

Volitelně může být součástí antény také:

- Některé nebo všechny ostatní funkce RF (Zesílení, up-konverze, down-konverze)
- Referenční systém
- Kontrola antény a funkce sledování

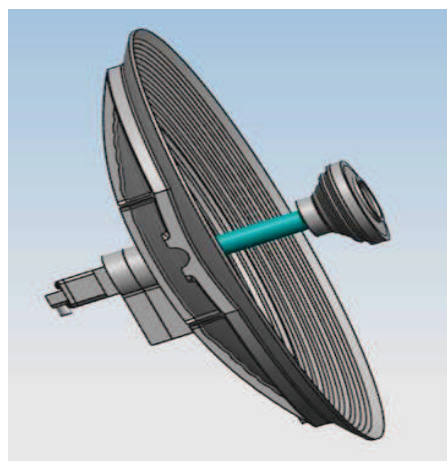


Obrázek 12: Vnější vybavení antény [12]

2.1.1 Clona antény

Clona Antény (viz Obrázek 13) **pro Ku-pásmo** poskytuje možnost současně vyzařovat jeden lineárně polarizovaný (Tx) signál a přijímat jeden nebo případně dva kolmo lineárně polarizované signály (Rx). Přístroj může oddělit Tx a Rx signály buď přes použití více clon nebo pomocí interního diplexerů. Alternativně může mít clona dvě RF rozhraní (jedno pro každou polarizaci) a použitím externích diplexerů oddělit signály Tx a Rx.

Clona Antény **pro Ka-pásmo** má schopnost současně vyzařovat kruhově polarizovaný signál Tx a obdržet jeden nebo dva ortogonálně kruhově polarizované signály Rx. Oddělení signálů je podobné jako v pásmu Ku.



Obrázek 13: Clona TMA antény [12]

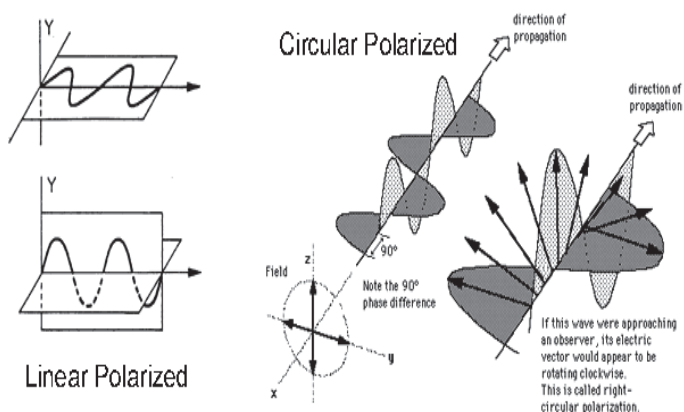
2.1.2 Nízkošumový zesilovač

Subsystem antény by měl obsahovat alespoň jeden nízkošumový zesilovač – Low Noise Amplifier (LNA) nebo alternativně nízkošumové bloky - Low Noise Block (LNB), které kombinují nízkošumové zesilovače a blokové konvertory pro snížení signálu (Block-down converters - BDC) v jednom pouzdře.

2.1.3 Polarizační řídicí jednotka

Prostředky pro aktivní řízení polarizace anténní clony vedou k zajištění minimalizace interference signálu vznikajícího v blízkosti satelitu. V Ku-pásmu lineární polarizace závisí na relativní poloze a orientaci OAE vzhledem k satelitu. V Ka-pásmu se používají kruhové polarizace a polarizační výchylka zde není faktorem. Nejsou zde žádné požadavky pro nastavování polarizačního úhlu jako funkce pozice nebo orientace letadla, proto se zde polarizační řídicí jednotka nepoužívá. Průběh lineární a kruhové polarizace je znázorněn na Obrázku 14.

V anténním subsystému pro Ku pásmo zajišťuje polarizační řídicí jednotka dynamické ovládání polarizačního zarovnání. Při vysílání je vytvořen jeden zkosený lineárně polarizovaný kanál. Při příjmu je vytvořen jeden, případně dva ortogonálně zkosené lineárně polarizované kanály.



Obrázek 14: Průběh lineární a kruhové polarizace [12]

V anténním subsystému pro Ka pásmo musí být zajištěno pouze dynamické přepínání mezi protichůdnými kruhovými polarizacemi. Při vysílání by měl být vytvořen jeden kruhově polarizovaný signál. Pro příjem pak jeden kruhově polarizovaný kanál, případně dva protichůdně polarizované kruhové kanály.

2.1.4 Polohovač antény

Polohovač antény (viz Obrázek 15) je vybaven mikrokontrolerem, který přebírá z řídicí jednotky, umístěné zpravidla v jednotce KANDU (viz kapitola 2.3) informace o požadovaném nasměrování satelitní antény. Mikrokontroler svou činností řídí akční členy, což jsou zpravidla hnací motory, které mechanickou formou řídí osy azimutu a elevace.



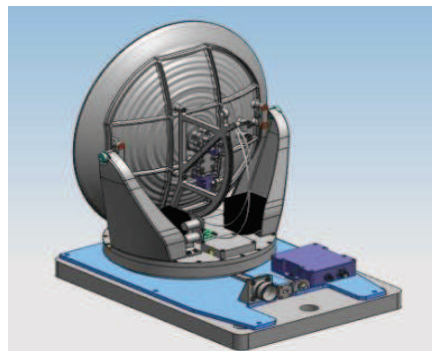
Obrázek 15: Polohovač antény [12]

2.1.5 Inerciální měřicí jednotka

Inerciální měřicí jednotka (IMU) je umístěna na desce podstavy antény. V této jednotce se nachází inerciálními MEMS senzory a gyroskopy, které mohou sloužit jako zdroj informací o aktuální orientaci antény.

2.1.6 Deska podstavy

Deska podstavy (viz Obrázek 16) poskytuje mechanické rozhraní mezi Subsystémem antény (včetně krytu antény a kapotáží) a konstrukcí letadla pomocí sady montážních výstupků. Systém je navržen tak, aby vydržel všechna strukturální zatížení.



Obrázek 16: TMA anténa s podstavou [12]

2.1.7 Kryt antény

Zajišťuje ochranu anténního subsystému proti environmentálním a jiným vnějším vlivům.

2.1.8 Kapotáž

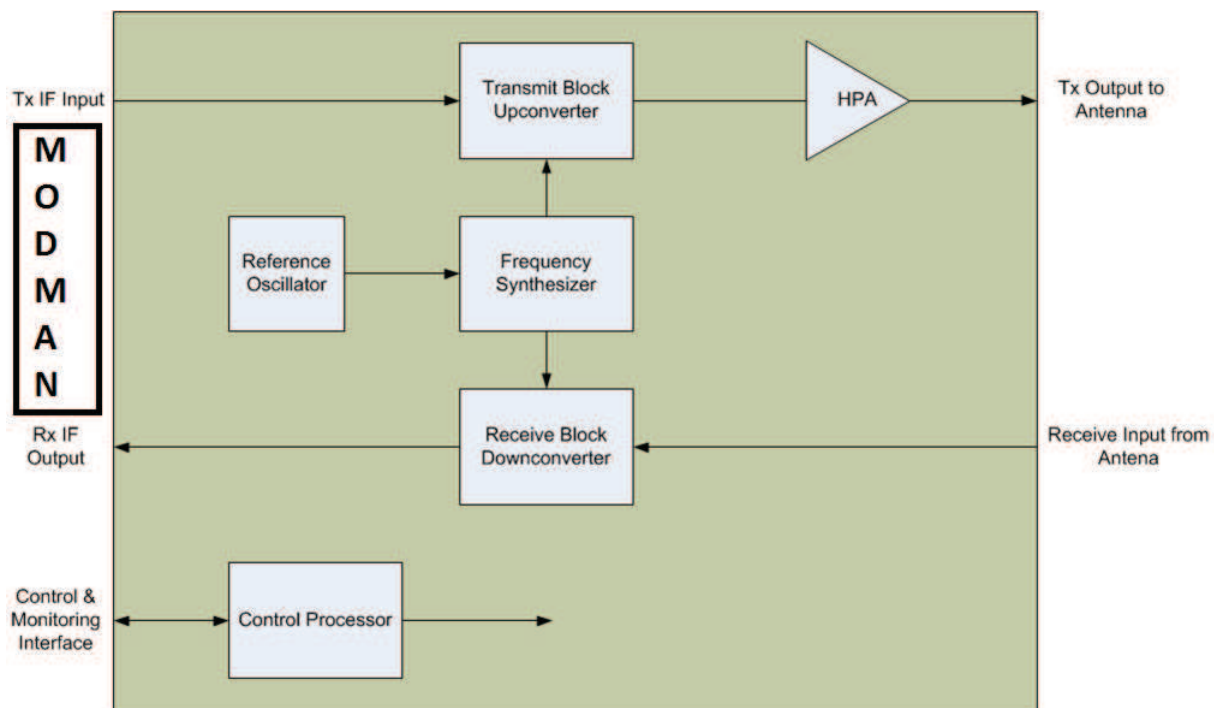
Kapotáž poskytuje rozhraní mezi krytem antény (může být společný pro všechny platformy) a trupem letadla. Může být označována také jako plášť.

2.2 KRFU

Rádiová frekvenční jednotka pásma Ku/Ka (KRFU) je řízena jednotkou KANDU (viz kapitola 2.3) prostřednictvím Ethernetového rozhraní.

Jednotka KRFU zajišťuje následující funkce (viz Obrázek 17):

- Snížení frekvence pásma Ku/Ka na frekvenci vhodnou pro zpracování MODMANem (viz kapitola 2.4).
- Zvýšení frekvence signálu z MODMANu na frekvenci (pásma Ku/Ka) použitelnou pro vysílací anténu.
- Výkonové zesílení výstupu Ku/Ka - pásma pomocí vysokovýkonových zesilovačů (HPA)



Obrázek 17: Diagram jednotky KRFU [12]

KRFU zajišťuje dvě cesty RF signálu:

Vysílací cesta

- V Ku-pásmu pracuje až do frekvencí 14,5 GHz a výkonu 50 W
- V Ka-pásmu pracuje až do frekvencí 31,0 GHz a výkonu 50 W

Přijímací cesta

- V Ku-pásmu pracuje až do frekvencí 12,75 GHz na úrovních výkonu typicky méně než -20 dBm
- V Ka-pásmu pracuje až do frekvencí 21,2 GHz na úrovních výkonu typicky méně než -20 dBm

2.3 KANDU

KANDU (viz Obrázek 18) zajišťuje následující funkce:

- Řízení a monitoring subsystému antény
- Stabilizace a sledování - výpočet osy azimutu, elevace a zarovnání polarizace
- Získání informací o pozici a orientaci letadla prostřednictvím sběrnice IRS ARINC 429
- Distribuce energie do subsystému antény
- Ethernetové rozhraní mezi KRFU, OAE a MODMANem
- Řízení a kontrola jednotky KRFU
- Schopnost povolit nebo zakázat vysílání signálu Tx
- Testování subsystému antény pomocí vestavěného testovacího zařízení



Obrázek 18: Jednotka KANDU [12]

2.3.1 Řízení a monitoring subsystému antény

Systém řízení a monitoringu řídí provoz antény. Jednotka může být naprogramována tak, aby sledovala konkrétní satelit a transpondér a přijímala data přes rozhraní Ethernet. Jednotka převezme vstupy z řady senzorů a předá informace dále do systému stabilizace a sledování. Systém zprostředkovává rozhraní mezi KRFU, OAE a MODMANem.

2.3.2 Stabilizace a sledování

Prostředky stabilizace a sledování zastřešují výpočetní část systému směřování signálu antény na geostacionární družici.

Výpočet probíhá pomocí:

- Údajů z inerciálních senzorů (IMU) umístěných na konstrukci antény a indikujících její orientaci
- Prostřednictvím informací o aktuální poloze (interní systém GPS) a orientaci (interní inerciální senzory) letadla, které jsou získány přes sběrnici ARINC 429
- Údaje o intenzitě signálu, které poskytuje jednotka MODMAN

Výstupem systému je požadované natočení os azimutu a elevace mechanické platformy antény. Systém anténě posílá také údaje o požadovaném polarizačním zarovnání.

2.4 Modem a Manager

2.4.1 Modem

Modem obsahuje modulátor, demodulátor a přepínač (switch).

Modulátor získává data z letadla v základním pásmu a moduluje je na RF nosič, vhodný pro přenos pomocí subsystému antény. Řízení vysílacího výkonu je obvykle funkcí síly střední frekvence. Výstup modemu je kalibrován na úroveň, která bude řídit anténu. Modem se obvykle sladí s pozemní stanicí, aby se dospělo ke konečnému nastavení vysílacího výkonu. Modem může okamžitě ukončit jakýkoli přenos odstraněním střední frekvence ze signálu Tx.

Demodulátor získává střední frekvenci signálu přijatou subsystémem antény a převádí ji do základního pásma. Modem také poskytuje v reálném čase informace ohledně statusu synchronizačního zámku a síly signálu přijatého subsystémem antény.

Switch kombinuje datové proudy z různých ethernetových spojení za účelem předání dat modemu, nebo naopak distribuuje zpracovaná data přijatá od modemu na příslušné ethernetové spojení.

Switch pracuje v rámci tří izolovaných domén:

- Doména zařízení vlastněných cestujícími (PODD)
- Doména informací a zábavních služeb (PIESD)
- Doména letecké informační služby (AISD)

2.4.2 Manager

Manager konfiguruje a řídí všechny systémové komponenty a mód, ve kterém systém pracuje (instalace, kalibrace, údržba a provoz). Manager také zajišťuje komunikaci se subsystémem antény a systémem letadla.

Tato komunikace poskytuje:

- Pro subsystém antény informace (o umístění, frekvenci a polarizaci) potřebné pro provoz s konkrétním satelitem
- Poskytování dalších údajů letadla k zajištění bezpečného provozu zařízení (příkaz pro rádiový klid apod.)
- Shromažďování testovacích dat získaných pomocí vestavěného testovacího zařízení umístěného v KANDU
- Uživatelské rozhraní

2.5 Letadlový identifikační modul

Letadlový identifikační modul (APM) zprostředkovává permanentní uložení unikátních parametrů letadla nezbytných pro inicializaci a chod jednotky MODMAN a satelitního komunikačního systému ARINC 791, které mohou být specifické pro každou instalaci. APM zůstává součástí letadla i při případné modernizaci ostatních systémových součástí. Kdykoliv se změní například jednotka MODMAN, což bývá nutné zejména při přechodu (modernizaci) z frekvenčního satelitního pásma Ku na pásmo Ka, není již potřeba znovu zadávat požadavkové tabulky majitele, kalibrační parametry instalace a jakékoliv další specifické informace.

2.6 Napájení

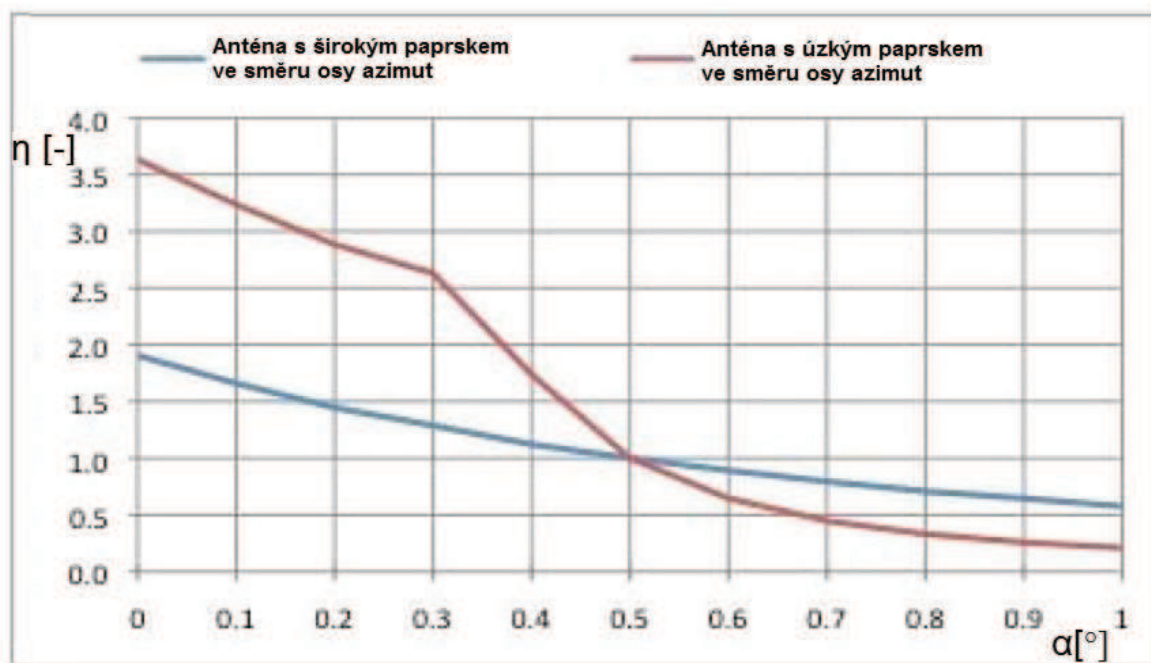
Jednotka MODMAN, KRFU a KANDU je napájena přímo z palubní sítě letadla napětím 115 V AC. Zbývající zařízení satelitního komunikačního systému ARINC 791 je napájeno prostřednictvím jednotky KANDU. Jedná se hlavně o vnější subsystém antény, v němž značnou část odběru tvoří motory pro polohování antény. Celková spotřeba jednotky KANDU by neměla překročit 500 W.

2.7 Motivace k přesnému směřování satelitní antény [12]

Při vysílání dat směrem od letadla na satelit v geostacionární oběžné dráze musíme brát v úvahu nutnost nevměšovat se do komunikace sousedních satelitů, protože mohou být právě používány pro příjem na stejné frekvenci a polarizaci.

Při přenosu dat směrem od satelitu do letadla je příjem do značné míry omezen interferencí od sousedních satelitů pracujících na stejné frekvenci a polarizaci, a případně s ještě vyšší výkonovou emisí, než je tomu u satelitu obsluhující letadlo.

Je potřeba předpokládat provoz s maximální očekávanou chybou. S velmi přesným řízením vysílacího paprsku antény je spojen výrazný výkonnostní nárůst. Naopak každá chyba větší než 0,1 stupně způsobuje znatelné snížení přenosové rychlosti, s čímž souvisí významné omezení fungujících služeb (E-mail, VoIP, přístup k internetu). Na Obrázku 19 je možné porovnat dva kandidáty, představující dva extrémy v šířce paprsku ve směru osy azimutu. První z nich má úzkou šířku paprsku, druhý naopak širokou. Data jsou normalizována kolem zaměřovací chyby $\alpha = 0,5$ stupně, jelikož oba průběhy mají v tomto bodě stejnou účinnost (definovanou jako 1). U antény s širokým paprskem lze pozorovat značnou necitlivost účinnosti na měnící se zaměřovací chybu. Při naprosto přesně zaměřeném paprsku se celková účinnost zlepší stěží na dvojnásobek původní hodnoty. Anténa s úzkým paprskem je na změnu zaměřovací chyby velmi citlivá, obzvláště v rozmezí 0,3-0,5 stupně. Při zmenšení chyby na 0,3 stupně se účinnost zlepší více než 2,5krát a při úplném vykompenzování chyby dokonce více než 3,5krát.



Obrázek 19: Závislost účinnosti antény na zaměřovací chybě

Požadavky na zařízení licencovaná pro satelitní komunikaci v pásmu Ku/Ka jsou následující:

- Zaměřovací chyba paprsku antény by měla být menší než 0,2 stupně
- Pokud zaměřovací chyba překročí 0,5 stupně, satelitní družice v rámci 100 milisekund ukončí vysílání a obnoví jej až v okamžiku, kdy zaměřovací chyba klesne pod 0,2 stupně.

2.8 Problémy spojené se směřováním satelitní antény [12]

Uvažujeme-li pouze satelity, které jsou nehybně umístěny v geostacionární rovině, stačí subsystému antény pouze předat informaci o umístění satelitu na oběžné dráze a přikázat mu, aby se na tyto souřadnice natočil. Vzhledem k tomuto příkazu může subsystém antény použít vstupy z externích senzorů (udávajících aktuální pozici a orientaci antény a údaj o intenzitě přijímaného signálu) pro výpočet cílového natočení os azimutu a elevace (vnější smyčka příkazu). Předpokládá se, že mechanické ovládání zajištěné polohovačem antény (pracující ve vnitřní smyčce příkazu) bude pracovat s minimálním zpožděním a chybou.

K dispozici jsou tedy dvě domény chyb řízení paprsku:

- Chyby způsobené nepřesnostmi senzorů (chyba vnější smyčky)
- Chyby způsobené nepřesnostmi polohovače antény (chyba vnitřní smyčky)

2.8.1 Chyba vnější smyčky

Klíčovým přispěvatelem k zaměřovací chybě ve vnější smyčce je přesnost příslušných vstupních parametrů, zejména údaj o poloze a kurzu. Veškerá vstupní data ze senzorů jsou přiváděna do jednotky KANDU po digitální datové sběrnici, která do systému zavádí další časové zpoždění. Čím více se mění údaje ze vstupů, tím větší chyba je do systému vnesena zpožděním vznikajícím na sběrnici. Aby se toto zpoždění minimalizovalo, je důležité připojit jednotku KANDU co možná nejblíže zdroji vstupních dat. Stupeň manévrovatelnosti letadel se tedy stává možným zdrojem zaměřovací chyby paprsku antény kvůli latenci sběrnice přenášející vstupy, důležité pro výpočet nasměrování antény. U komerčních dopravních letadel se předpokládá maximální míra změny směru o 8 stupňů za sekundu ve všech třech letových osách (yaw/pitch/roll neboli stoupání/otočení /náklon). Při předpokládaném počtu padesáti aktualizací za sekundu, tedy může být do systému zanesena zaměřovací chyba $\alpha=0,16$ stupňů, jen díky tomuto dynamickému faktoru. Jak je vidět na obrázku výše, tato chyba sama o sobě může snížit účinnost na hodnotu trojnásobku normalizované účinnosti.

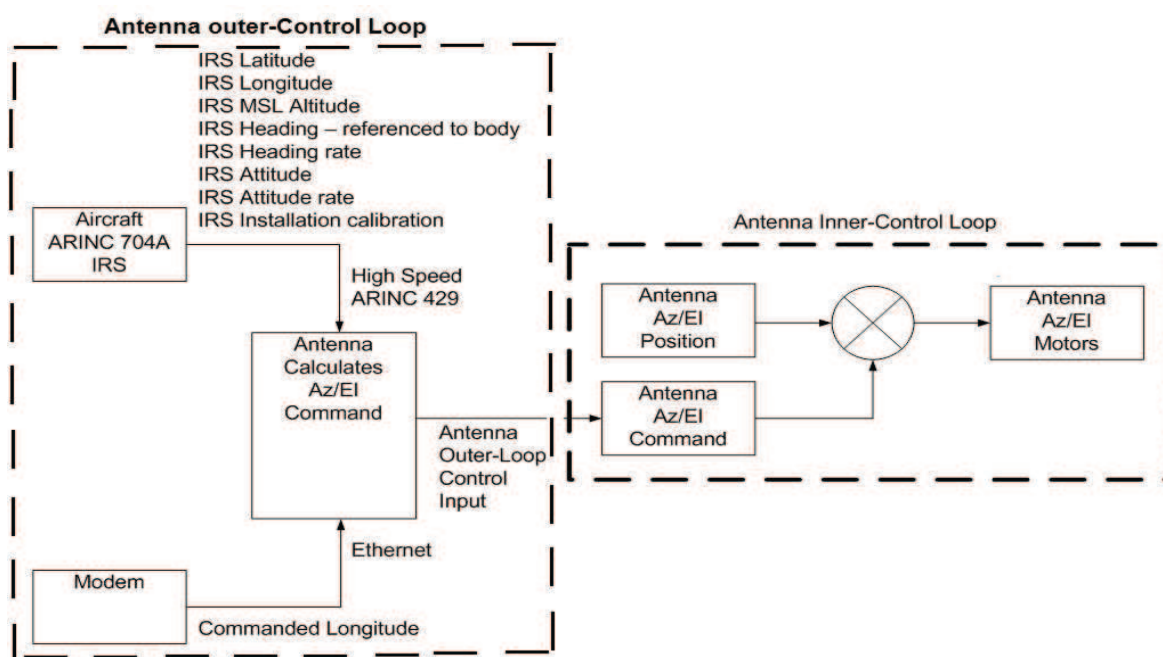
2.8.2 Chyba vnitřní smyčky

U subsystému antény jsou použity dva mechanické systémy (pro řízení azimutu a elevace). Každý systém řízení je vybaven snímačem polohy a motorem, který zajišťuje směřování antény. U snímače polohy je nepřesnost způsobená hysterezí neboli stupněm ztraceného pohybu. U motoru můžeme předpokládat určitý minimální stupeň zrnitosti kroku, jakož i hystereze. V důsledku toho mechanický operační řídicí systém pro pohyb antény nebude nikdy moci dokonale nasměrovat anténu. Mechanický řídicí systém by měl poskytnout celkovou přesnost alespoň 0,01 stupně v osách azimutu a elevace. Pokud je paprsek antény špatně zkalibrován s pozicí motorů, vnáší se do systému offset, který se projeví na celkové zaměřovací chybě paprsku (pokud nebude použita metoda řízení se zpětnou vazbou – viz kapitola 2.9.3).

2.9 Metody pro řízení směřování satelitní antény

2.9.1 Řízení s pomocí inerciálních senzorů letadla

Jak již bylo zmíněno v kapitole 2.3, pro řízení antény mohou být použity údaje získané prostřednictvím inerciálních senzorů (sběrnice IRS ARINC 429) letadla a/nebo pomocí informací ze senzorů umístěných přímo na anténě. Pomocí modemu se údaje doplní o souřadnice představující polohu satelitu, na které se má anténa nasměrovat a systém již pak sám kompenzuje natočení antény tak, aby směr natočení zůstal nehybný. Na Obrázku 20 je zobrazeno schéma řízení antény pomocí údajů získaných z inerciálních senzorů letadla.



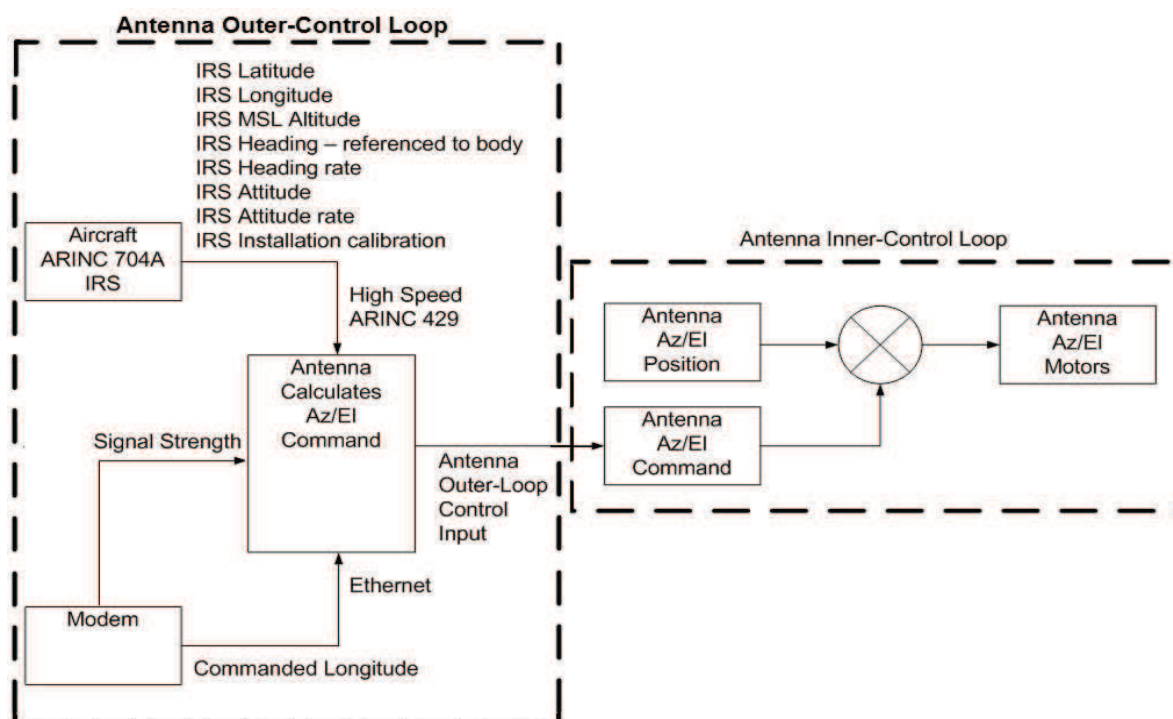
Obrázek 20: Řízení pomocí inerciálních senzorů letadla

2.9.2 Řízení pomocí inerciálních senzorů letadla se zpětnou vazbou

Ke zmírnění všech uvedených zdrojů chyb bylo velmi vhodné zkombinovat výše zmíněný princip řízení fungující na bázi otevřené smyčky s nějakou formou řízení v uzavřené smyčce, která by zajišťovala provoz antény v oblasti maximálního signálu (viz Obrázek 21). Tuto formu řízení zastupuje údaj o intenzitě přijímaného signálu (získaný modemem), který je zahrnut do výpočetního algoritmu. Cílem této uzavřené smyčky je upřesnit řízení paprsku antény oproti případným chybám zavedeným v otevřené smyčce.

Při uvažování o využití síly signálu pro zjemnění řízení paprsku antény je důležité vzít v úvahu schopnost antény přesunovat se z místa na místo. Pokud se anténa bude přemísťovat za největší intenzitou signálu, jak jen nejrychleji to bude možné, dá se předpokládat, že bude docházet k nadměrnému „chvění“ antény, což v důsledku povede k nadměrnému opotřebovávání hardwaru.

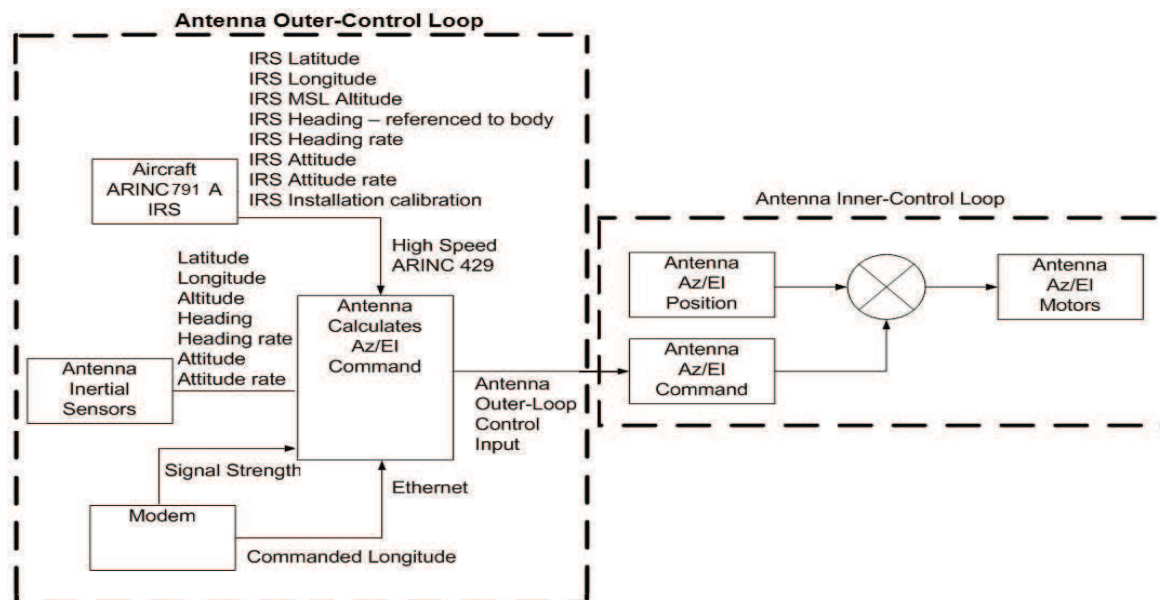
Proto bylo nutné zavést **časovou prodlevu** stanovenou na **5 milisekund** mezi směrovacími příkazy, které toto chvění omezují. Výpočetní algoritmus může během této prodlevy monitorovat všechny posuny síly signálu a využívat data z inerciálních senzorů, zatímco anténa je v režimu „Snímání“. Po uplynutí stanovené doby se anténa přepne do režimu „Sledování“, vykoná pohyb na souřadnice vypočtené algoritmem a vrátí se do režimu „Snímání“. Délka časové prodlevy, po níž anténa může zůstat v režimu snímání, je parametr kritický pro výkon.



Obrázek 21: Řízení antény pomocí inerciálních senzorů a intenzity signálu

2.9.3 Řízení pomocí kombinace inerciálních senzorů se zpětnou vazbou

Jelikož na letadlo za letu působí velké množství pružných (elastických) sil, používají se pro další zpřesnění údajů inerciálních senzorů letadla také inerciální senzory (IMU) umístěné přímo na anténě (viz Obrázek 22).



Obrázek 22: Řízení pomocí kombinace inerciálních senzorů se zpětnou vazbou

3 Možnosti ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény

Než začnou nové „TMA“ antény sloužit v reálném provozu, je nutné provést celou řadu testů. Jedním z nich je potřeba ověřit, že se zaměřovací odchylka pohybuje v intervalech stanovených výrobcem ve specifikaci produktu. Tímto testem budou muset projít všechny antény před uvedením do provozu. Motivace k přesnému směřování antény a maximální přípustné limity pro zaměřovací chybu jsou popsány v kapitole 2.7.

3.1 Automatizovaný test směřování antény simulující reálné podmínky

Jak již bylo zmíněno, předmětem testování je pouze anténa samotná (tzn. vnější vybavení antény, viz kapitola 2.1) ostatní jednotky (KANDU, KRFU, MODMAN, APM) jsou během testu odpojeny a veškerou komunikaci s anténou zajišťuje ovládací počítač.

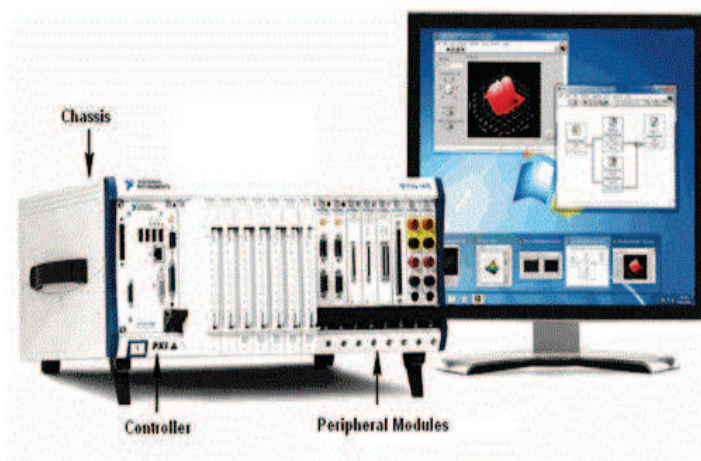
Tento test má za úkol v laboratorních podmínkách simulovat reálné prostředí a kompletně tím prověřit dynamické vlastnosti antény a schopnost jejího přesného směřování.

Součástí této práce je pouze návrh architektury automatizovaného testu.

3.1.1 Hardwarová konfigurace automatizovaného testu

Ovládací Počítač

Ovládací počítač bude realizován na **platformě PXI** (viz Obrázek 23) s nainstalovaným operačním systémem Windows 7. Dále zde bude nainstalována spustitelná aplikace, pomocí níž bude možné spouštět automatizovaný test, ovládat veškerá zařízení a zobrazovat výsledky.



Obrázek 23: Ovládací počítač s platformou PXI [14]

Stůl s říditelným pohybem 1573P10-24 s kontrolerem AERO 4000

Stůl s říditelným pohybem (viz Obrázek 24) umožňuje simulaci pohybu letadla. Do pohybového stolu je možné nahrát libovolný pohybový profil omezený rotací 540°. Po spuštění se stůl začne otáčet ve všech třech osách dle nastavení. Součástí stolu jsou také velmi přesné inerciální senzory, které indikují orientaci stolu. Stůl má vyveden hodinový signál (5kHz), takže je možné podle něj synchronizovat ostatní zařízení.

FPGA karta – PXI 7841R

Programovatelná hradlová pole jsou speciální číslicové integrované obvody obsahující různě složité programovatelné bloky propojené konfigurovatelnou maticí spojů.

Hradlové pole zajistí pomocí výstupních digitálních portů časově deterministické rozhraní RS422 pro komunikaci s anténou. Přes toto rozhraní budou anténě odesílány deterministické zprávy obsahující údaje o požadovaném natočení antény. Tyto zprávy musí přicházet v rozestupu 5ms (viz kapitola 2.9.2). Aby přenos deterministických zpráv do antény byl synchronizován s pohybovým profilem stolu, přivede se jeho hodinový signál také do karty FPGA.

Úkolem karty také bude pomocí vstupního analogového portu získávat data z terčového detektoru laserového paprsku

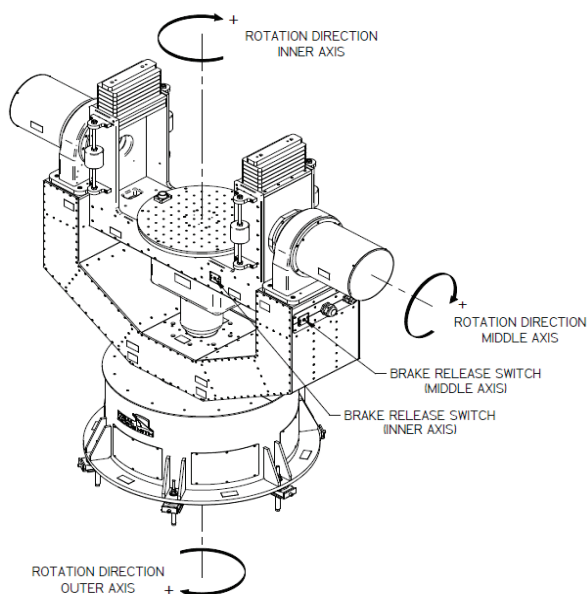
Rozhraní RS422 – PXI 8431/2

Sériová linka RS422 bude zprostředkovávat komunikaci mezi počítačem a Inerciálními senzory antény (IMU). Účelem tohoto rozhraní je umožnit kalibraci laserového paprsku do výchozí polohy před započítáním hlavního testování. Po spuštění testu však již bude komunikace probíhat jen pomocí programovatelného hradlového pole FPGA, jelikož je nutné pracovat časově deterministicky.

Laserová soustava

Laserová soustava se skládá z následujícího vybavení:

- Generátoru laserového paprsku – OT4040
- Detektoru laserového paprsku – 2L45
- Zesilovače laserového paprsku – OT301
- Zrcátka



Obrázek 24: Stůl s říditelným pohybem [12]

Generátor laserového paprsku bude umístěn na stěně měřicí komory a jeho paprsek bude zaměřen na střed zrcátka. Zrcátko bude pevně spojeno s talířem satelitní antény, přičemž ve zkalibrovaném stavu (při natočení antény do výchozí pozice) se laserový paprsek bude odrážet přímo do středu terčového laserového detektoru. Výstupem laserového detektoru budou dvě analogová napětí odpovídající vzdálenosti laserového paprsku od středu terče v horizontální a vertikální rovině.

Zdroj napájení

Zdroj bude zajišťovat napájení satelitní antény. Bude vzdáleně konfigurovatelný pomocí ovládacího softwaru. Předpokladem je jeho spuštění na začátku testu a vypnutí po jeho ukončení. K napájení antény je potřeba stejnosměrné napětí 38,5 V.

3.1.2 Architektura automatizovaného testu

Po spuštění testovacího softwaru si uživatel vybere testovací pohybový profil (například elipsu, sinusový signál ve všech třech osách nebo nějaký jiný pohyb). Tento profil se zpracuje a naprogramuje do ovladače pohybového stolu. Ke každému pohybovému profilu bude připraven skript s pohybovým profilem pro anténu, který bude kompenzovat pohybující se stůl, ke kterému bude anténa připevněna. Tento skript se po vybrání profilu načte do paměti a po spuštění testu se koordináty začnou odesílat do fronty FIFO v FPGA. Odtud se budou koordináty odesílat v 5 milisekundových intervalech po sériové lince RS422 do mikrokontroleru v polohovači antény. Polohovač podle těchto údajů bude neustále směřovat satelitní anténu, zatímco stůl bude vykonávat zvolený pohyb.

Kontrola správného pozicování bude zajištěna pomocí laserové soustavy popsané v kapitole 3.1.1. Výstupní napětí senzoru bude přivedeno na vstupní analogové porty FPGA karty. Napětí na těchto portech budou pravidelně čtena a přepočítávána na chybu v osách azimutu (horizontální osa), elevace (vertikální osa) a celkovou (absolutní) zaměřovací chybu.

Na začátku automatizovaného testu bude pomocí RS422 rozhraní testovacím softwarem zajištěno automatické nasměrování laserového paprsku do výchozí polohy (středu terče laserového detektoru). V tomto případě by se napětí měřená měřicí kartou měla rovnat nule.

Kompletní schéma hardwarové a softwarové architektury je uvedeno na Obrázku 25.

3.2 Automatizovaný test směřování antény

Předmětem testování bude opět pouze vnější vybavení antény (viz kapitola 2.1) ovládané pomocí ovládacího počítače. Jednotky KANDU, KRFU, MODMAN, APM jsou během testu od antény odpojeny.

Výsledkem tohoto testu bude informace o tom, zda anténa dokáže s danou přesností sledovat předem vytvořený pohybový profil. Na rozdíl od předchozího testu na anténu nebudou působit žádné vnější stimuly, tzn. podstava antény zůstane v klidu. Pohybovat se bude pouze clona (talíř) antény (viz. kapitola 2.1.1) pomocí polohovače (viz. kapitola 2.1.4). Požadované natočení antény bude porovnáváno z výstupem inerciální měřicí jednotky, která je umístěna v podstavě antény (viz. kapitola 2.1.5).

Součástí této práce je návrh architektury automatizovaného testu včetně jeho realizace a zhodnocení výsledků.

3.2.1 Hardwarová konfigurace automatizovaného testu

Ovládací Počítač

Na ovládacím počítači (viz Obrázek 23) bude nainstalován operační systém Windows 7. Dále zde bude nainstalována spustitelná aplikace napsaná v programu **LabVIEW 2011**, pomocí níž bude možné spouštět automatizovaný test, ovládat veškerá zařízení a zobrazovat výsledky.

FPGA karta – NI PCI 7811R

Programovatelné hradlové pole jsou speciální číslicové integrované obvody obsahující různě složité programovatelné bloky propojené konfigurovatelnou maticí spojů.

Hradlové pole bude pomocí výstupních digitálních portů vytvářet časově deterministické rozhraní RS422 pro komunikaci s anténou. Přes toto rozhraní budou anténě odesílány deterministické zprávy obsahující údaje o požadovaném natočení antény. Tyto zprávy musí přicházet v rozestupu 5 milisekund (viz kapitola 2.9.2)

Specifikace karty:

- 8 analogových vstupů (AI) ± 10 V, vzorkování až 200 kHz a 16 bitovým rozlišením
- 8 analogových výstupů (AO) ± 10 V s obnovovací frekvencí až 200 kHz a 16 bitovým rozlišením
- 96 digitálních linek, konfigurovatelných jako vstupy (DI), výstupy (DO), čítače nebo vlastní logiku při rychlostech až 40 MHz
- Virtex-5 LX30 FPGA programovatelné pomocí LabVIEW FPGA modulu
- 3 DMA (Direct Memory Access) kanály pro vysokorychlostní přenos dat

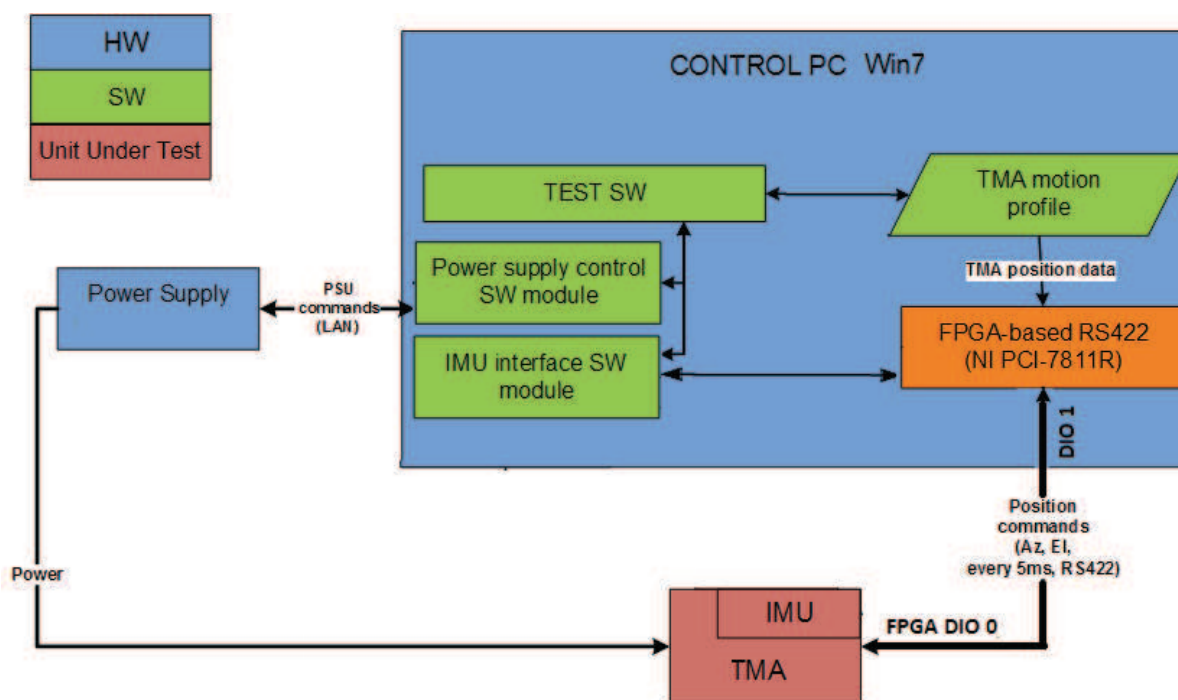
Zdroj napájení

Zdroj bude zajišťovat napájení satelitní antény. Bude vzdáleně konfigurovatelný pomocí ovládacího softwaru. Předpokladem je jeho spuštění na začátku testu a vypnutí po jeho ukončení. Připojení zdroje k ovládacímu počítači bude realizováno pomocí sběrnice LXI. K napájení antény je potřeba stejnosměrné napětí 38,5 V.

3.2.2 Architektura automatizovaného testu

Po spuštění testovací aplikace si uživatel bude moci vybrat určitý pohybový profil, který bude uložen ve skriptu (textovém souboru). Tento skript se po vybrání profilu načte do paměti a po spuštění testu se koordinační údaje začnou odesílat do fronty FIFO v FPGA. Odtud se budou koordináty odesílat v 5 milisekundových intervalech po sériové lince RS422 do mikrokontroleru v polohovači antény. Polohovač podle těchto údajů bude neustále směřovat satelitní anténu, přičemž odpovědi mikrokontroleru na každý platný příkaz je aktuální pozice polohovače, získaná pomocí inerciálních senzorů antény. Tyto odpovědi se pomocí linky RS422 dostanou zpět do FPGA, odkud pomocí fronty FIFO budou přenášeny zpět do ovládacího počítače, kde se údaje budou porovnávat s polohou, na které by se anténa měla správně nacházet.

Kompletní schéma hardwarové a softwarové architektury je uvedeno na Obrázku 26.



Obrázek 26: HW Konfigurace testu pohybu antény

4 Realizace testu směřování antény

Jak již bylo zmíněno, ovládací aplikace bude napsána v programu LabVIEW 2011 SP1. Důvodem pro volbu tohoto vývojového prostředí je snadná komunikace s okolními zařízeními na platformě PXI, možnost jednoduchého sběru dat a jejich ukládání do souboru pomocí integrovaných funkcí, které jsou v prostředí již obsaženy. Velmi důležitá je také vestavěná podpora funkcí hradlového pole pomocí LabVIEW FPGA modulu.

4.1 Prostředí LABVIEW

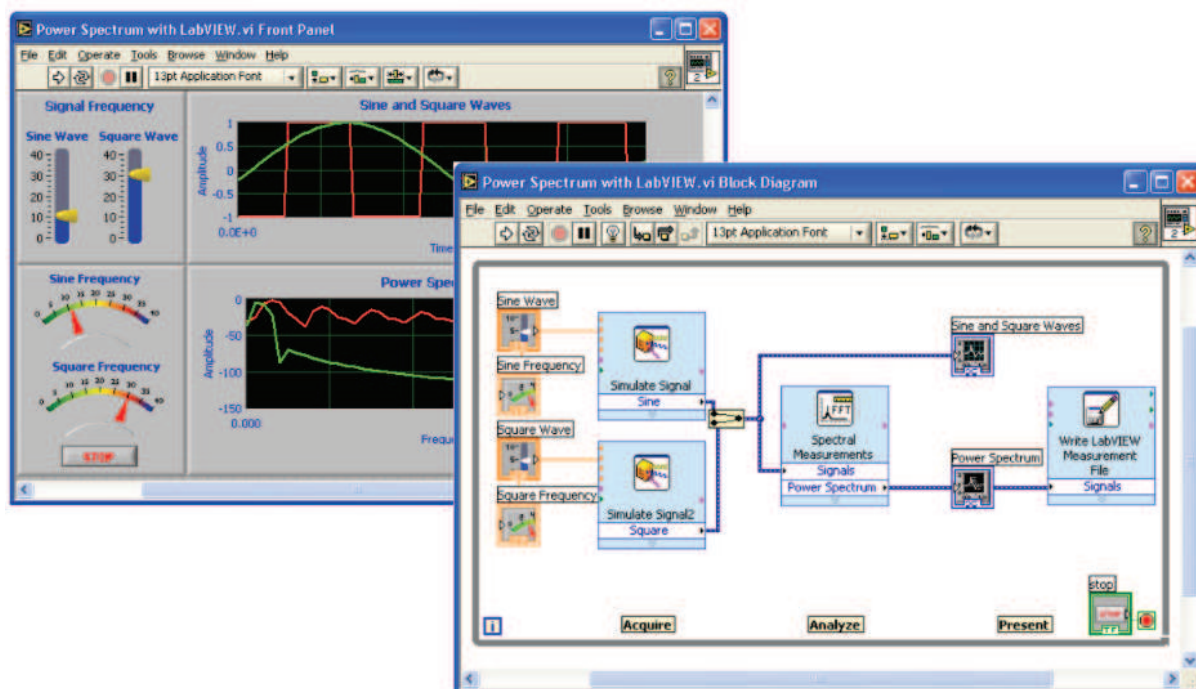
LabVIEW (Laboratory Virtual Instruments Engineering Workbench) je grafický programovací jazyk (tzv. G language), který používá ikony místo textového programovacího jazyka [14] [15]. Na rozdíl od textového programovacího jazyka, kde provádění programu určují příkazy, LabVIEW využívá k provádění programu datového toku. Cílem tohoto vývojového prostředí je to, aby blokové schéma bylo koncovým tvarem aplikace, který se již dále nebude převádět do textové podoby. Chceme-li tedy vytvořit určitou posloupnost operací, musíme k tomu použít zvláštních konstrukcí (objektů). Programy v LabVIEW nazýváme virtuální přístroje nebo VI (Virtual instruments), svým vzhledem a činnostmi jsou podobné skutečným měřicím přístrojům. Dají se přirovnat k termínu program nebo funkce v jiných programovacích jazycích. Virtuální přístroj má hierarchickou a modulární strukturu. Lze jej používat jako celý program nebo jako jednotlivé podprogramy, které se nazývají podřízenými virtuálními přístroji (Sub-VI). Součástí každého virtuálního přístroje je jeho ikona, kterou je prezentován v blokovém schématu a konektor s přípojnými místy pro vstupní a výstupní signály. Takto vytvořený program v grafickém jazyce je pak interně kompilován. Po jeho spuštění je jeho rychlost srovnatelná s řešením téhož problému v jazyce C. Následně je možnost vytvořit aplikaci ve formátu EXE a provozovat aplikaci bez instalace programu LabVIEW.

Uživatelské rozhraní VI (viz Obrázek 27) se skládá z **Čelního panelu** (Front panel) a **Blokového diagramu** (Block diagram). Čelní panel je tvořen pomocí ovládacích prvků a indikátorů.

Ovládací prvky (controls) - simulují vstupní zařízení a zprostředkovávají vstup informace od uživatele do aplikace, čímž dochází k ovládání VI. V blokovém diagramu jsou to bloky, z nichž signál vystupuje do algoritmu. Patří sem otočné knoflíky, tlačítka a posuvné stupnice z knihovny uživatelského prostředí.

Indikační prvky (indicators) - simulují výstupní zařízení a slouží k indikaci stavu virtuálního přístroje a výstupu výsledků. Zprostředkovávají tedy předávání informací směrem od aplikace k uživateli. V blokovém schématu jsou to bloky, v nichž signálové cesty končí. Mezi indikátory neboli zobrazovače patří numerické a textové displeje, grafy, LED diody apod.

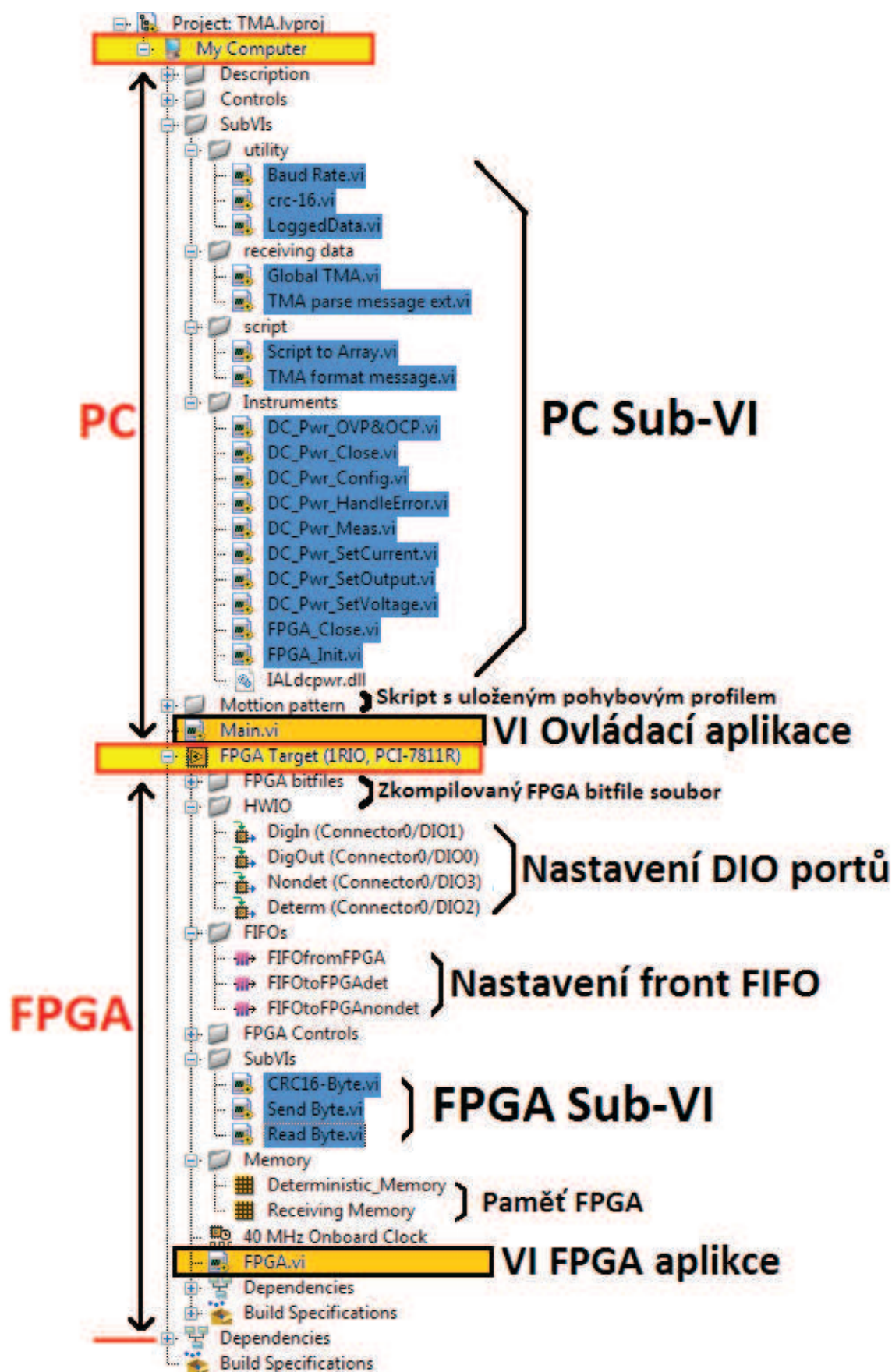
K řízení čelního panelu přidáme zdrojový kód v grafické podobě znázorňující funkce zakreslené do okna blokového diagramu. Kód v Blokovém diagramu definuje chování VI po jeho spuštění. Objekty z čelního panelu mají v blokovém diagramu podobu ikon (terminálů). Vodiče propojují ovládací prvky a indikátory připojením k uzlům. Pro tvorbu VI obsahuje LabVIEW funkce, které nemají vlastní panely. Lze je přirovnat k operátorům a příkazům konvenčních jazyků. Dále je možno tyto funkce měnit nebo přidávat vlastní. K vytváření programů obsahuje LabVIEW sadu nástrojů pro čtení, analýzu, zobrazení, ukládání dat, hledání a odstraňování chyb.



Obrázek 27: Čelní panel, Blokový diagram v prostředí LabVIEW [14]

4.2 Struktura projektu

Projekt (viz Příloha A) se skládá z hlavního VI (Main.vi), umístěného v PC, jehož funkcí je zaštitovat veškerou interakci z uživatelem. Funkce tohoto VI budou podrobněji rozebrány v kapitole 4.3. V projektu se dále nachází „FPGA.vi“, které je zkompileováno do FPGA hradlového pole (viz kapitola 4.4). Úkolem VI je zajištění funkce deterministické sběrnice RS-232 pro komunikaci s anténou, pomocí digitálních vstupně – výstupních portů hradlového pole, které jsou v projektu také nakonfigurovány (viz Obrázek 26). Spuštění i ukončení tohoto VI je zajištěno pomocí hlavního VI. V projektu jsou dále nakonfigurovány tři fronty FIFO pracující na principu přímého přístupu do paměti (DMA), čímž je zajištěn velmi rychlý přenos informací mezi PC stanicí a FPGA kartou. Správnou funkci obou VI zajišťují podřízené virtuální přístroje (Sub-VI), jejichž funkce bude popsána v kapitole 4.5. Kompletní struktura projektu je zobrazena na Obrázku 28.



Obrázek 28: Struktura projektu

4.3 Ovládací aplikace a její funkce

Čelní panel hlavního (Main) VI (viz Obrázek 29) zprostředkovává veškerou komunikaci mezi uživatelem a programem. Operátor pomocí čelního panelu může ovládat veškeré funkce a řídit tak zvoleným způsobem pohyb antény a zároveň kontrolovat v jakém stavu se anténa právě nachází.

The screenshot displays a comprehensive control interface for an antenna system. It is organized into several functional blocks:

- EXTERNAL POWER SUPPLY:** Shows the power supply state as 'ON' with a green indicator. The DC Voltage is set to 38.5 V.
- SETTINGS:** Configures the RIO Device to '1RIO', Baud Rate to '460800', and has 'Logging Active' checked.
- TMA DATA MODE:** Allows switching between 'New data mode' and 'Active data mode', both currently set to 'Enter data directly'. Includes 'SET' and 'STOP' buttons.
- Non-deterministic queries:** A list of checkboxes for various queries, all of which are checked: Physical parameters, Motor current query, Amplifier status query, Selftest query, HW variant query, and Init Status query.
- TMA MOTION SCRIPT FILE:** Displays the file path 'C:\Pointing Accuracy\TMA_FPGA_nonRT\Motion pattern\TMA Test Pattern v6_AzimuthWrapped.lvm' with 'OK' and 'Cancel' buttons.
- TMA TARGET STRINGS:** Shows 'Deterministic String' and 'Non-det String' both set to '128,0,0'.
- TMA TARGET POSITION:** Displays 'Azimuth' at 5 deg and 'Elevation' at 10 deg.
- TMA CURRENT STATUS:** Shows 'AZ position' at 5 deg and 'EL position' at 10 deg.
- TMA STATUS:** Indicates 'TMA Status' as 'READY' (green bar) and 'HW Version' as 'Blue Label 3'.
- TMA SELFTEST:** Shows 'FLASH', 'RAM', and 'RS422' all with green status indicators.
- MOTOR DRIVER:** Shows 'MDAzimuth' and 'MDElevation' both as 'NORMAL' (green bars).
- MOTOR CURRENTS:** Displays current levels for 'Azimuth' (-1.1 A) and 'Elevation' (1.4 A), with target values of 1.5 A and 1 A respectively.
- TEMPERATURE:** Shows 'Ambient' at 27.5 °C and 'Motor Driver' at 30.1 °C.
- TACM POWER SUPPLY RAILS:** A detailed view of power rails including voltages (+0.9 V to +38.5 V Prot.) and currents (0.0 A to 0.1 A).
- STOP:** A large red 'STOP' button at the bottom center.

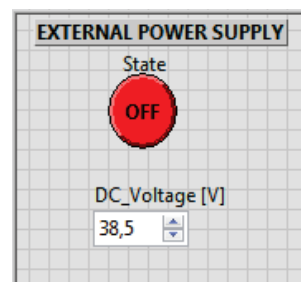
Obrázek 29: Čelní panel ovládací aplikace (main.vi)

Jak již bylo řečeno, veškerá data jsou z/do hradlového pole FPGA přenášena pomocí front FIFO, které pracují na principu DMA. Funkce FPGA budou probírány v kapitole 4.4.

4.3.1 Ovládání externího napájení

Po spuštění aplikace se zdroj nachází ve vypnutém stavu. V inicializační části se nastaví proudové omezení na 5 A a napěťové omezení na 40 V.

Poté je pomocí tzv. „Event structure“ ošetřena událost, kdy uživatel klikne na kontrolku „State“ (viz Obrázek 30) a zdroj se zapne, respektive vypne. Podobně je ošetřena událost, kdy uživatel změní napětí. Než dojde k ukončení aplikace, zdroj je automaticky vypnut.



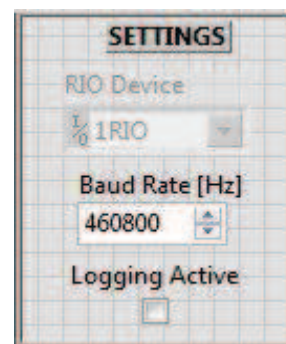
Obrázek 30: Ovládání napájení

4.3.2 Možnosti nastavení

Pokud by na stanici bylo náhodou více FPGA hradlových polí, je nutné, aby uživatel vybral parametrem „RIO Device“ (viz Obrázek 31) to, se kterým se chystá pracovat.

Parametr „Baud Rate“ je nutné nastavit s ohledem na rychlost sběrnice antény, která je připojena k hradlovému poli FPGA pomocí jeho DI/O portů.

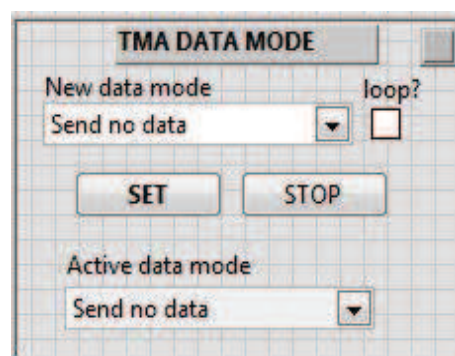
Poslední parametr „Logging Active“ se zviditelní, pokud uživatel vybere mód zadávání dat ze skriptu, ve kterém je uložen pohybový profil antény (viz kapitola 4.4.3). V případě, že uživatel toto pole zaškrtně, začnou se odpovědi antény, nesoucí informaci o její aktuální poloze, logovat do souboru. Data jsou ukládána ve formátu TDMS (Technical Data, Management Streaming) a po ukončení programu je tak možné s nimi dále pracovat.



Obrázek 31: Nastavení

4.3.3 Volba datového módu a zobrazení pozice antény

Operátor si může zvolit, jakým způsobem chce s anténou komunikovat pomocí přepínače „New data mode“ a potvrzením volby tlačítkem „SET“. Aktivní mód je zobrazen na displeji „Active data mode“. Po spuštění programu se aktivuje výchozí mód, který neposílá anténě žádná data („Send no data“). Pokud je zvolen mód, ve kterém jsou anténě odesílána data, je tento stav indikován kontrolkou v pravé horní části (viz Obrázek 32).



Obrázek 32: Datový mód

Kromě módu kdy se neodesílají žádná data, si může operátor vybrat z několika dalších možností:

Přímé zadávání koordinátů („Send data directly“)

Pokud je zvolen tento mód, aktivizuje se na čelním panelu oblast „TMA TARGET POSITION“ (viz Obrázek 33). Operátor pak může nastavit požadovaný úhel natočení obou os (Azimutu a elevace) přímo ve stupních. Osa kontrolky „Azimuth“ může operátor zadat libovolné číslo. Pokud je toto větší než 360 nebo menší než 0, anténa údaj zpracuje tak, aby natočení odpovídalo požadované hodnotě (například: $369^\circ = \text{natočení } 9^\circ$ nebo $-60^\circ = \text{natočení na } 300^\circ$ apod.)

U kontrolky osy elevace „Elevation“ je povolený interval hodnot pouze od 0 do 90 stupňů. Pokud se přesto stane, že anténa přijme hodnoty, které nejsou povolené, předejde se poškození pomocí mechanických dorazů, které jsou instalovány v konstrukci antény.

Obrázek 33: Přímé zadávání

Zadávání pomocí textového řetězce („Enter data by string“)

Při tomto typu zadávání se aktivuje oblast „TMA TARGET STRINGS“ (viz Obrázek 34). Do pole „Deterministic String“ pak uživatel zadá řetězec ve formátu: „Kód příkazu,Azimut,Elevace“

Pole „Non-det String“ slouží pro nedeterministickou komunikaci s anténou (viz kapitola 4.4.4).

Obrázek 34: Zadávání řetězcem

Zadávání ze skriptového souboru („Use data from file“)

Poslední, a také nejvíce praktická, je možnost zadávání pohybových koordinátů ze skriptového souboru. Pomocí této možnosti je možné přesně nadefinovat na jaké pozici se má anténa v určený okamžik nacházet. Soubor, ze kterého jsou čtena data, je uložen ve formátu „lv“, což je tabulátorově (tab delimited) strukturovaný formát užívaný v LabVIEW. V souboru jsou data uložena v podobné struktuře jako v předchozím případě, přičemž každý řádek odpovídá jedné kombinaci natočení os azimutu a elevace.

Obrázek 35: Výběr skriptového souboru

Při zvolení tohoto módu se také aktivuje přepínač „loop?“ (viz Obrázek 32), který je v ostatních režimech deaktivován. Při jeho zaškrtnutí se bude načtený pohybový profil antény posílat neustále dokola, což může být užitečné pro dlouhodobé testování pohybové funkce.

Po vyhledání souboru v adresářové struktuře a potvrzení tlačítkem „OK“ (viz Obrázek 35) se data ze souboru převedou na formát, který očekává anténa a uloží do pole prvků připravených k odeslání. Tím je vše potřebné připraveno a po potvrzení datového módu tlačítkem „SET“ (viz Obrázek 32) se zahájí odesílání dat do antény.

Zobrazení aktuální pozice antény

Odpovědí antény na všechny předešlé příkazy je informace o její aktuální poloze, získaná pomocí informací z inerciální měřicí jednotky, která se v anténě nachází. Aktuální pozice antény je zobrazena pomocí indikátorů na Obrázku 36.

TMA CURRENT STATUS

AZ position
0 deg

EL position
0 deg

Obrázek 36: Pozice antény

4.3.4 Nedeterministické zprávy o statusu antény

Kromě deterministických zpráv (tzn. zpráv, které musí být odeslány každých 5 milisekund) zadávajících požadované natočení antény, je možné anténě poslat časově nedeterministický dotaz (viz Obrázek 37), týkající se jejího aktuálního stavu. Tyto příkazy jsou následující:

Fyzikální parametry („Physycal parameters“)

Pokud je tento parametr zaškrtnut, SW se ptá antény na informace o teplotě motorů antény („Motor driver“), okolí antény (Ambient) a napěťové a proudové úrovni napájecích sběrnic. Indikátory, které jsou obnovovány informacemi, jsou patrné z Obrázek 38.

Non-deterministic queries

- ☐ Physycal parameters
- ☐ Motor current query
- ☐ Amplifier status query
- ☐ Selftest query
- ☐ HW variant query
- ☐ Init Status query

Obrázek 37: Nedeterministické zprávy

TEMPERATURE		TACM POWER SUPPLY RAILS					
Ambient	+0.9 V	+3.3 V	+5.0 V	+12 V	+12 V Motor	+38.5 V Prot.	
0 °C	0,0 V	0,0 V	0,0 V	0,0 V	0,0 V	0,0 V	
Motor Driver							
0 °C	0,0 A	0,0 A	0,0 A	0,0 A	0,0 A		

Obrázek 38: Fyzikální parametry antény

Proud motorů („Motor current query“)

Odpovědí na tento dotaz jsou informace o elektrickém proudu, který protéká oběma motory natáčení osy azimutu a elevace. Pokud si operátor přeje získávat tyto informace a zaškrtně odesílání tohoto dotazu, budou se aktualizovat informace zobrazené na indikátorech zobrazených na Obrázku 39.

MOTOR CURRENTS

Azimuth
0 A

Elevation
0 A

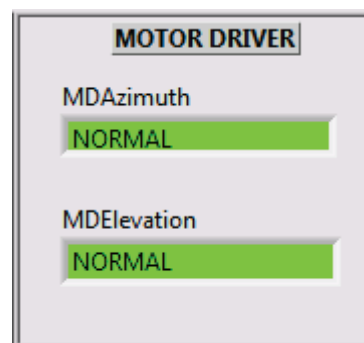
0 A 0 A

Obrázek 39: Proud motorů

Stav zesilovače antény („Amplifier status query“)

Odpovědi na tento dotaz jsou informace o stavu zesilovače. Anténa může indikovat následující stavy, které mohou nastat:

- Zesilovač je v pořádku. V tomto případě se na indikátoru rozsvítí nápis „NORMAL“, přičemž dojde zároveň k jeho **zelenému** podbarvení (viz Obrázek 40).
- Zesilovačem protéká velký proud. Na indikátoru se rozsvítí nápis „OVERCURENT“, přičemž dojde zároveň k jeho **červenému** podbarvení.
- Teplota zesilovače překročila povolenou úroveň. Na indikátoru se rozsvítí nápis „OVERTEMPERATURE“, přičemž dojde zároveň k jeho **červenému** podbarvení.



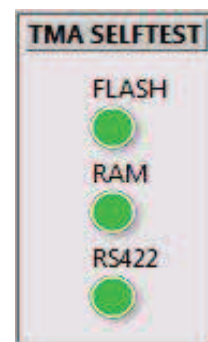
Obrázek 40: Zesilovač antény

Vlastní test antény („Selftest query“)

V kontroléru antény probíhají v určitém intervalu vlastní testy funkce, jejichž výsledky jsou prezentovány právě v odpovědi na tento dotaz (viz Obrázek 41). Tyto testy jsou následující:

- Test paměti FLASH
- Test paměti RAM
- Test sběrnice RS422

Výsledek každého z testů může nabývat pouze hodnot 1/0 neboli úspěšný (indikátor se rozsvítí zeleně) nebo neúspěšný (indikátor se rozsvítí červeně).



Obrázek 41: Selftest

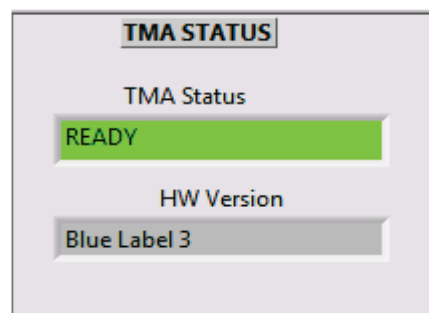
Status antény („Init status query“)

Na další z dotazů anténa vrací svůj status, ve kterém se nachází. Status antény může nabývat následujících hodnot:

- Anténa je připravena „READY“ (indikátor je podbarven zeleně, Viz Obrázek 42)
- Anténa se inicializuje „INITIALIZING“ (indikátor je podbarven žlutě)
- Anténu se nepodařilo inicializovat „INITIALIZATION FAILED“ (indikátor je podbarven červeně)

Hardwarová verze antény („HW variant query“)

Jelikož se jedná o nový produkt, vzniklo několik prototypů antén s různými parametry, které bylo nutné vzájemně odlišit. Odpovědí na tento dotaz je hardwarová varianta, ve které byla anténa sestavena. Jména prototypů



Obrázek 42: Status a verze antény

byla anténám postupně přiřazována, podle toho, jak moc splňovaly cílové specifikace produktu. Například: Blue Label, Red Label až Black Label. Za názvem může být ještě číslovka dále specifikující verzi antény (viz Obrázek 42).

4.3.5 Blokový diagram a jeho zapojení

Blokový diagram tvoří nedílnou součást ovládací aplikace. Veškeré kontrolní a indikační prvky získávají svou funkci právě prostřednictvím Blokového diagramu. Blokový diagram je tvořen několika částmi, které na sebe navzájem navazují:

Inicializační část

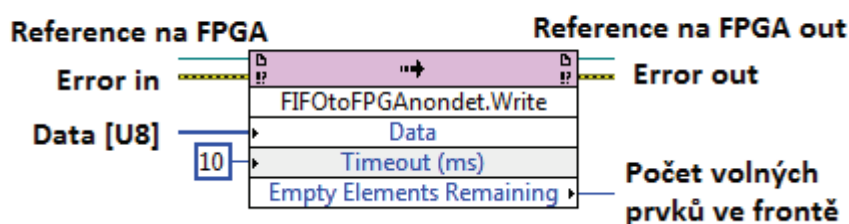
Nejdříve ze všeho je spuštěno Sub-VI „FPGA_Init“, které nakonfiguruje velikost všech front FIFO (datový typ je již nastaven ve struktuře projektu), nastaví rychlost sběrnice RS-232 a poté spustí FPGA.

Následuje přechod do části, ve které jsou inicializovány veškeré kontrolní, indikační a pomocné prvky do svých výchozích hodnot, včetně barvy podsvícení.

Hlavní programová část

Skládá se ze čtyř „while“ smyček, které udržují program v chodu. Tato část, pokud nenastane v programu chyba, je ukončena až kliknutím na tlačítko „STOP“ (viz Obrázek 29). Smyčky zajišťují následující funkce:

První smyčka zajišťuje odesílání vybraných nedeterministických zpráv (viz kapitola 4.3.4). To je zajištěno pomocí první FIFO fronty „FIFOtoFPGAonidet“ do níž je zapisováno pomocí funkce, která je v prostředí předpřipravena (viz Obrázek 43).



Obrázek 43: Zapisování do FIFO fronty

Druhá smyčka zajišťuje odesílání deterministických zpráv s požadovaným natočením antény. Tyto zprávy je nutné odesílat v intervalu 5 milisekund (viz kapitola 2.9.2). Smyčka obsahuje „case“ strukturu, pomocí níž je určeno, který datový mód zadávání (viz kapitola 4.3.3) je právě aktivní. Pomocí druhé FIFO fronty „FIFOtoFPGAdet“ jsou data opět přenášena do FPGA.

Třetí smyčka zajišťuje příjem všech zpráv přijatých z FPGA. Anténa jako odpověď na deterministické zprávy posílá informaci o své aktuální pozici natočení a na nedeterministické zprávy informace o svém statusu. Nejprve je přečten první byte indikující délku celé zprávy. Prostřednictvím této informace je přečtena celá zpráva. Podle druhu zprávy je vybrán příslušný „case“, který získané informace ihned zobrazí na příslušné místo Čelního panelu a v případě zapnutého logování zpráv navíc zaznamenává do pole veškeré příchozí deterministické zprávy. Zprávy jsou přijímány prostřednictvím poslední fronty „FIFOfromFPGA“

Čtvrtá smyčka zachytává akce, které uživatel provede na čelním panelu (například zmáčknutí tlačítka, nebo změna hodnoty v ovládacím prvku). Tato funkce je zajištěna pomocí struktury událostí („Event structure“). V případě, že se na čelním panelu odehraje situace, která je ve struktuře zahrnuta, dojde k vykonání kódu, který se k této akci vztahuje.

Ošetřeny jsou následující situace:

1. Dojde ke změně v poli „Non-det String“ (viz Obrázek 34) – odešle se dodatečná nedeterministická zpráva.
2. Dojde ke změně v poli „File path“ (viz Obrázek 35) – nová hodnota se načte do „Shift registru“
3. Dojde ke stisknutí tlačítka „OK“ (viz Obrázek 35) – Skript v umístění „File path“ je načten, konvertován a uložen do 2D pole „Array“.
4. Dojde ke stisknutí tlačítka „Cancel“ (viz Obrázek 35) – Skript v umístění „File path“ není načten. Do „File path“ je načtena původní hodnota.
5. Dojde ke stisknutí tlačítka „SET“ (viz Obrázek 32) – Nastaví se požadovaný zadávací datový mód
6. Dojde ke změně v poli „New data mode“ (viz Obrázek 32) – Pokud je vybrána možnost zadávání dat ze skriptového souboru, aktivuje se přepínač „loop?“
7. Dojde ke stisknutí tlačítka „STOP“ (viz Obrázek 32) – Nastaví se výchozí datový mód „Send no data“, ve kterém nejsou do FPGA odesílány žádné nové požadované pozice.
8. Dojde ke stisknutí tlačítka „State“ (viz Obrázek 30) – Dojde k vypnutí respektive zapnutí napájecího zdroje.
9. Dojde ke změně v poli „DC_Voltage“ (viz Obrázek 30) – Napětí zdroje se nastaví na požadovanou úroveň.
10. Dojde ke změně požadovaných nedeterministických zpráv (viz Obrázek 37) – Sestaví se nový seznam požadovaných nedeterministických zpráv odesílaných v první smyčce.
11. Žádná událost nenastane – Dojde k „Timeoutu“, což v případě stisknutí hlavního tlačítka „STOP“ (viz Obrázek 29) nebo vzniknuvší programové chyby dovolí programu vyskočit z „while“ smyčky a úspěšně ukončit program.

Pátá smyčka slouží ke kontrole frekvence odesílání deterministických zpráv v módu odesílání dat ze skriptového souboru.

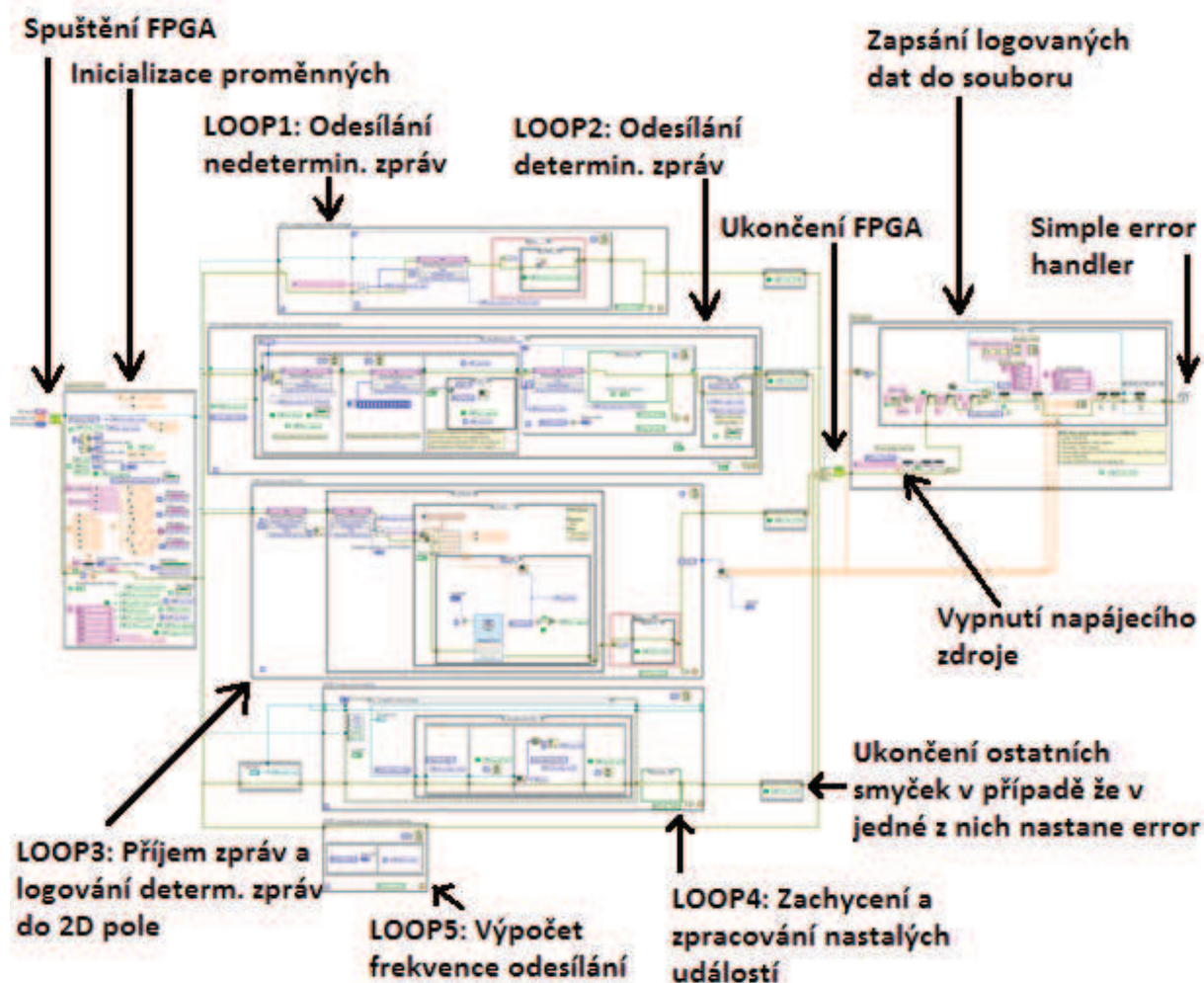
Ukončovací část

Vodiče nesoucí informaci o chybovém hlášení se sloučí do jednoho svazku. Pokud je před sloučením v některé z větví chybový stav aktivní, vyvolá to automatické ukončení ostatních, ještě běžících smyček. Po ukončení všech smyček program vstoupí do Sub-VI „FPGA_Close“, které ukončí běh všech FIFO front a relaci s FPGA. Poté dojde k vypnutí napájecího zdroje a ukončení související relace.

Pokud došlo k logování deterministických údajů (viz kapitola 4.3.2), následuje zapsání dat do souboru ve formátu „tdms“ a jejich zobrazení v tabulce nebo grafu.

Jestliže došlo k ukončení programu vlivem chybového stavu, dojde k zobrazení dostupných informací pomocí integrovaného nástroje „Simple error handler“.

Kompletní schéma blokového diagramu je uvedeno na Obrázku 44.

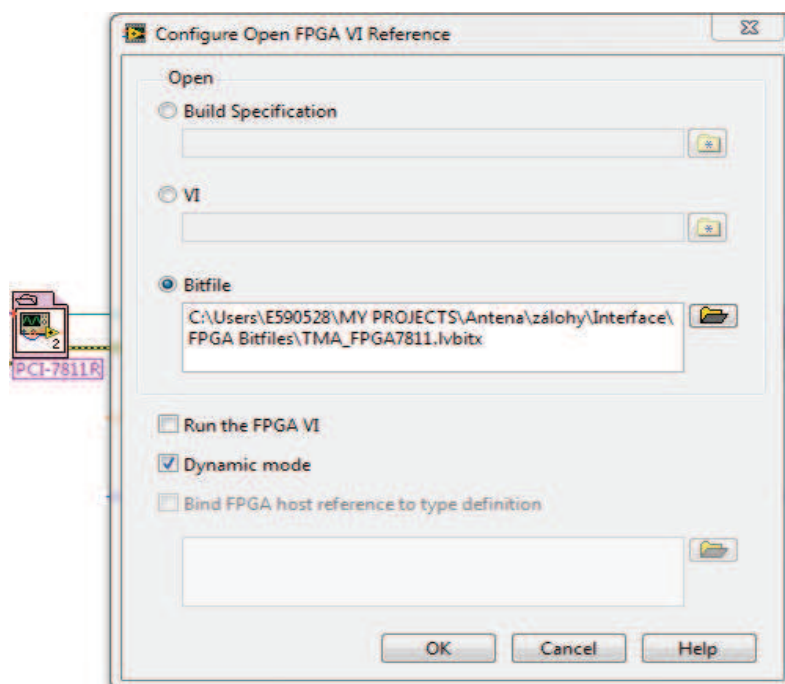


Obrázek 44: Blokový diagram ovládací aplikace (main.vi)

4.4 FPGA aplikace a její funkce

Na rozdíl od ovládací aplikace (Main.vi), není potřeba do této aplikace (FPGA.vi) za běhu nijak zasahovat nebo sledovat indikátory. Čelní panel tedy nemá smysl zobrazovat, jelikož jsou zde umístěny pouze pomocné proměnné. Jediná interakce mezi uživatelem a touto aplikací probíhá pomocí tří front FIFO datového typu U8 (bezznaménkový byte), které zajišťují přenos dat mezi počítačem a FPGA kartou.

VI aplikaci je nutné po každé úpravě zkompilevat pomocí LabVIEW FPGA modulu [14] do bitového souboru (přípona lvbitx) a zkompilevaný soubor poté nahrát v ovládací aplikaci při inicializaci FPGA (v Sub-VI „FPGA_Init.vi“) viz Obrázek 45.



Obrázek 45: Nastavení bitového souboru do FPGA reference

Jediným úkolem FPGA je zajištění deterministické sběrnice RS-422, přes kterou jsou anténě odesílány informace o požadovaném natočení. Intervaly těchto zpráv byly stanoveny na 5 milisekund (viz kapitola 2.9.2).

Odchozí zprávy jsou zajištěny pomocí výstupního digitálního portu DO 0 - „DigOut“. Příchozí zprávy se přenášejí pomocí vstupního digitálního portu DI 1 – „DigIn“. Rychlost sběrnice je nastavena při inicializaci FPGA z ovládací aplikace. Ostatní parametry sběrnice jsou ošetřeny pomocí sub-VI („Read Byte“ a „Send Byte“), které přenášejí data po sběrnici.

Parametry sběrnice RS-422 jsou nastaveny následovně:

Rychlost: 460 800 Baud/s

Datové bity: 8

Stop bity: 1

Parita: žádná

Řízení toku: žádné

4.4.1 Blokový diagram a jeho zapojení

Inicializační část

V této části jsou inicializovány paměti FPGA („Deterministic_Memory“ a „Receiving_Memory“), které slouží jako zásobník při odesílání, respektive přijímání jednotlivé zprávy do/z antény TMA. Každá zpráva je totiž složena z několika bezznaménkových bytů, které jsou v paměti uchovávány a odeslány do antény, respektive počítače, až po obdržení celé zprávy.

Hlavní programová část

Hlavní programová část je složena ze čtyř smyček „while“, které udržují program neustále v chodu. K ukončení programu dojde až po ukončení relace s FPGA z ovládací aplikaci (v Sub-VI FPGA_Close.vi).

První smyčka zajišťuje přímé odesílání nedeterministických zpráv. FPGA paměť zde není použita, jelikož každá frontou („FIFOtoFPGAnondet“) přijatá zpráva je odeslána do antény pouze jednou.

Četnost provádění této smyčky je stejná jako u třetí smyčky tzn. 5 milisekund, přičemž zahájení je synchronizováno s koncem třetí smyčky. Tím je zajištěno, že se odesílání deterministických a nedeterministických zpráv nebude prolínat.

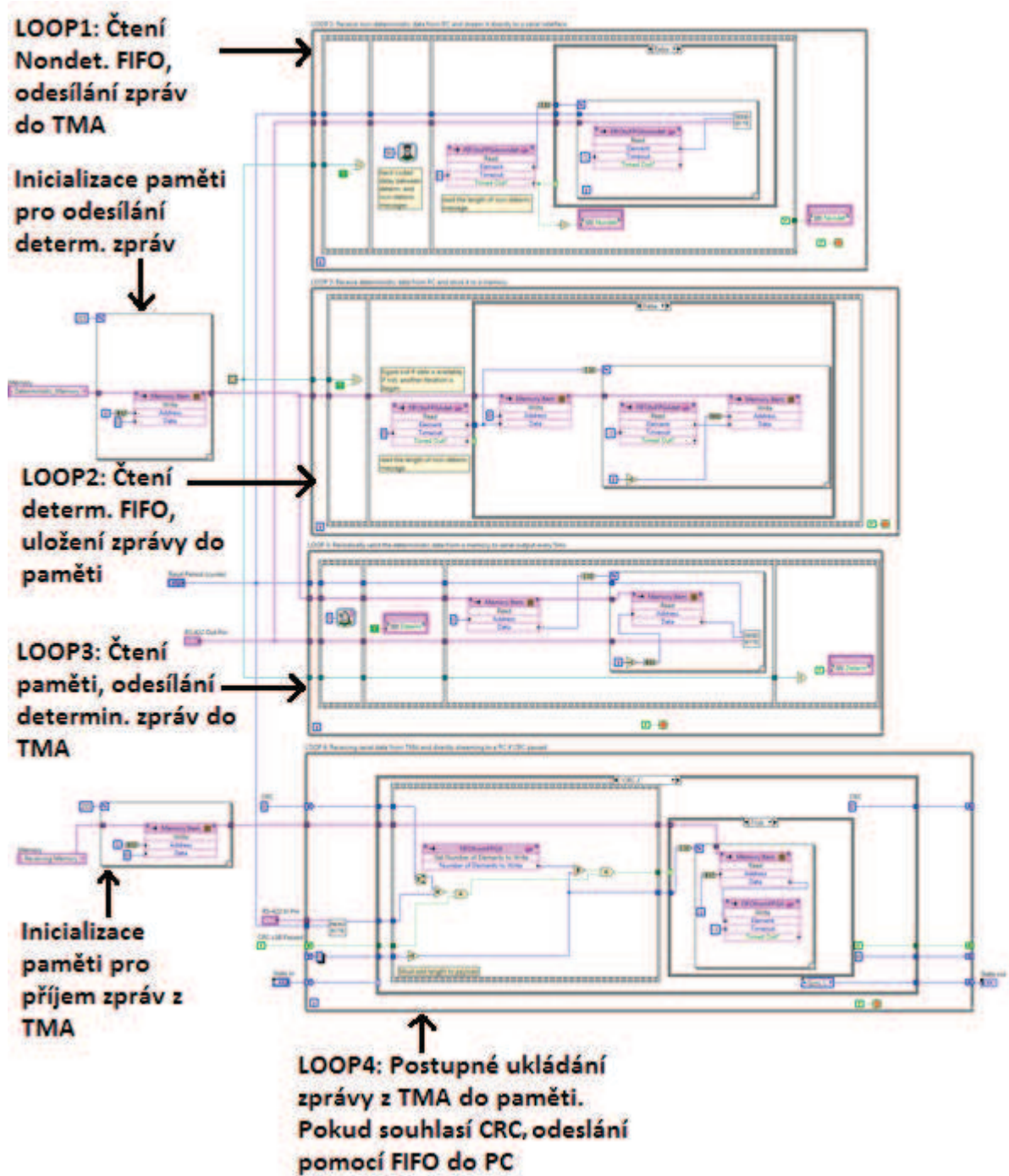
Druhá smyčka zajišťuje ukládání deterministických zpráv, přijatých frontou „FIFOtoFPGAdet“ do FPGA paměti „Deterministic_Memory“.

Četnost provádění této smyčky je opět stejná jako u třetí smyčky tzn. 5 milisekund, přičemž zahájení je synchronizováno s koncem třetí smyčky. Tím je zajištěno, že přepsání paměti nastane až poté, co byla odeslána předchozí zpráva.

Třetí smyčka zajišťuje odesílání deterministických zpráv uložených do FPGA paměti druhou smyčkou. Odesílání zpráv do antény se provádí každých 5 milisekund, přičemž není nutné, aby v každém průběhu (třetí smyčky) došlo k přepsání paměti ve druhé smyčce. Pokud k tomuto přepsání nedojde, bude se do antény odesílat pořád stejný údaj o požadované pozici natočení, dokud se paměť ve druhé smyčce nezmění. Tím je splněna podmínka, že anténa obdrží zprávu každých 5 milisekund (viz kapitola 2.9.2), i když nedojde včas k nastavení pozice nové. Na konci této smyčky je umístěn synchronizační prvek, který zajistí spuštění smyčky první a druhé.

Čtvrtá smyčka zprostředkovává příjem zpráv z antény TMA. Přicházející zpráva je postupně ukládána do FPGA paměti „Receiving_Memory“, přičemž je počítán průběžně její CRC kontrolní součet, který se porovná se součtem vypočteným v anténě, vloženým na konec zprávy. Pokud je zpráva přijatá v pořádku (kontrolní součet se shoduje), odešle se pomocí fronty „FIFOfromFPGA“ do ovládací aplikace v počítači.

Kompletní Blokový diagram aplikace FPGA s popisem je zobrazen na Obrázku 46.



Obrázek 46: Blokový diagram FPGA aplikace (FPGA.vi)

4.5 Použité Sub-VI

V projektu je použito velké množství Sub-VI (viz Obrázek 47), jejichž úkolem je řešit podúlohy, pro které byly vytvořeny. Následující tabulka podává přehled o všech použitých Sub-VI včetně informací o nadřazeném VI, ve kterém jsou použity, autorovi a účelu, pro který byly vytvořeny.

Sub-VI	VI	Autor	Popis
DC_Pwr_Close	Main	Sorensen	Vypne zdroj a ukončí probíhající relaci
DC_Pwr_Config	Main	Sorensen	Zahájí relaci, nastaví napěťovou a proudovou limitaci zdroje
DC_Pwr_HandleError	Main	Sorensen	Spravuje chybové hlášení v probíhající relaci
DC_Pwr_OVP&OCP	Main	Sorensen	Vrací nastavení napěťové a proudové ochrany zdroje
DC_Pwr_Meas	Main	Sorensen	Měří napětí na svorkách zdroje
DC_Pwr_SetCurrent	Main	Sorensen	Nastavuje proudovou limitaci zdroje
DC_Pwr_SetOutput	Main	Sorensen	Aktivuje / deaktivuje distribuci napětí na výstupní svorky
DC_Pwr_SetVoltage	Main	Sorensen	Nastavuje požadovanou napěťovou úroveň zdroje
FPGA_Close	Main	Vlastní	Zastaví fronty FIFO, ukončí relaci s FPGA
FPGA_Init	Main	Vlastní	Inicializuje fronty FIFO a zahájí relaci s FPGA
Global_TMA	Main	Vlastní	Uchovává všechny globální proměnné
TMA parse message	Main	Honeywell	Rozkóduje a sestaví zprávu přijatou z FPGA
Script to array	Main	Vlastní	Uloží celý skript do (2D) pole zpráv připravených k odeslání
TMA format message	Main	Honeywell	Zakóduje a zformátuje zprávu pro odeslání do FPGA
Baud Rate	Main	Vlastní	Nastaví rychlost sběrnice RS422 simulovanou FPGA
crc-16	Main	Honeywell	Vypočítá CRC odesílané zprávy (vloží se na konec zprávy)
LoggedData	Main	Vlastní	Uchovává v poli údaje přijaté z antény
CRC16-Byte	FPGA	Honeywell	Spočítá CRC přijaté zprávy (porovná s CRC na konci zprávy)
Read Byte	FPGA	Honeywell	Přijme jeden bajt od TMA pomocí DI portu FPGA
Send Byte	FPGA	Honeywell	Odešle jeden bajt do TMA pomocí DO portu FPGA

Obrázek 47: Použité Sub-VI

5 Vyhodnocení zaměřovací funkce

Obsahem této kapitoly je vyhodnocení zaměřovací funkce letecké satelitní antény pomocí ovládací aplikace, která byla pro tento účel vytvořena (viz kapitola 4). Motivace k měření zaměřovací funkce a kritéria, které je potřeba splnit, aby byla zaměřovací schopnost vyhodnocena úspěšně, jsou uvedeny v kapitole 2.7.

5.1 Nastavení ovládací aplikace

Pro otestování byla k dispozici letecká satelitní anténa v hardwarové konfiguraci „Blue Label 3“, která byla připojena k testovací stanici v Ottawě (Kanada). K ovládacímu počítači se bylo možné připojit přes vzdálenou plochu, takže ovládací software stačilo přenést na dané umístění a spustit. K ovládacímu počítači byla dále připojena webkamera, která snímala prostor antény, takže bylo možné během testu anténu vizuálně sledovat.

Po spuštění aplikace a nastavení napájecího zdroje na 38,5 V, byl k otestování zaměřovací funkce využit zadávací mód, který čte požadované pohybové koordináty ze skriptového souboru „TMA Test Pattern.lvm“. V tomto souboru je nadefinovaný 129 sekund dlouho trvající pohybový profil, ve kterém jsou v 5 milisekundových rozestupech určeny požadované pozice, na kterých by se měla anténa v průběhu testu nacházet. Tento testovací profil byl navržen a poskytnut společností Honeywell, pod jejímž vedením je tato práce zpracovávána. Profil je navržen s ohledem na požadované parametry antény, takže během testu dochází k jejímu důkladnému prověření, až k hranicím jejích možností.

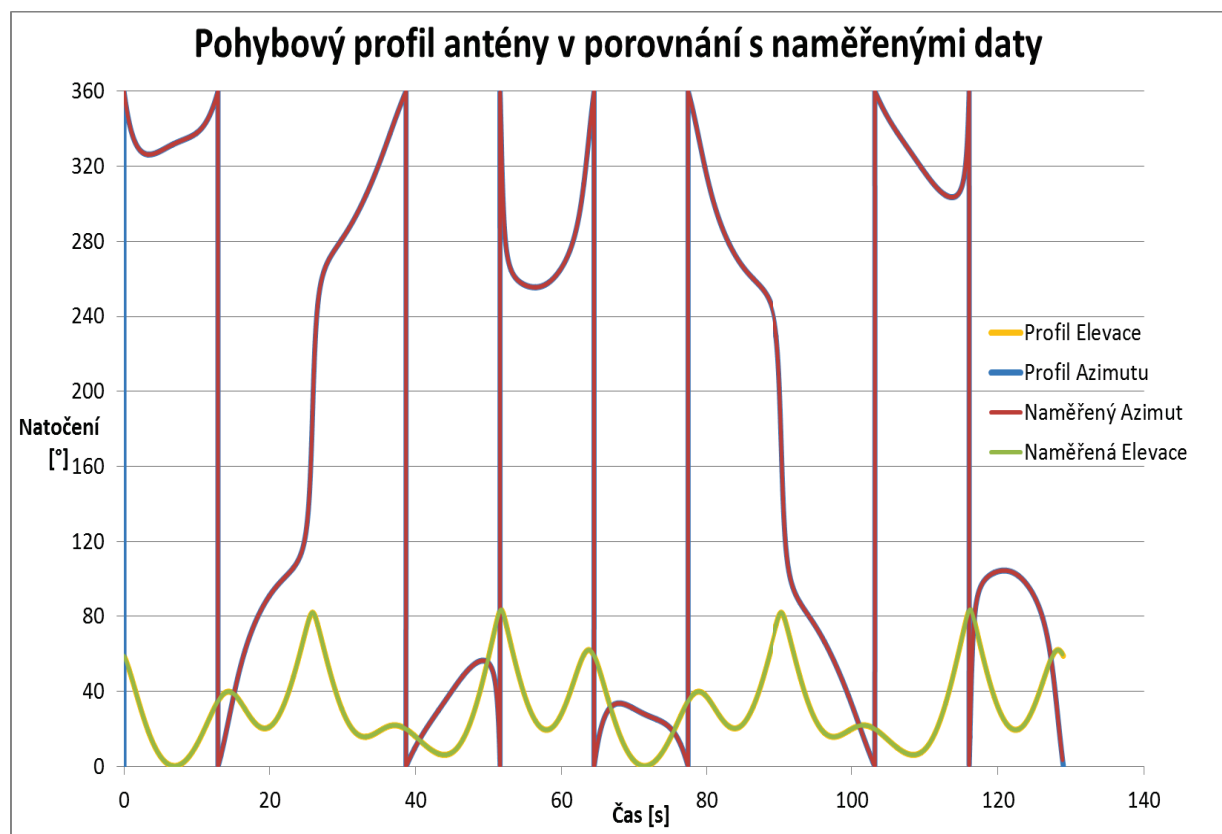
Zároveň je zapnutá funkce logování anténou dosažených pozic, které jsou přijímány jako odpověď na odesílané koordináty. Data jsou logována do souboru (Tab Delimited, Multiple Sample) a po ukončení programu je tak možné s nimi dále pracovat.

Proces nastavení ovládací aplikace a spuštění automatizovaného testu směřování satelitní antény byl zaznamenán na video, které je možné nalézt v Příloze C.

5.2 Grafické zpracování dat

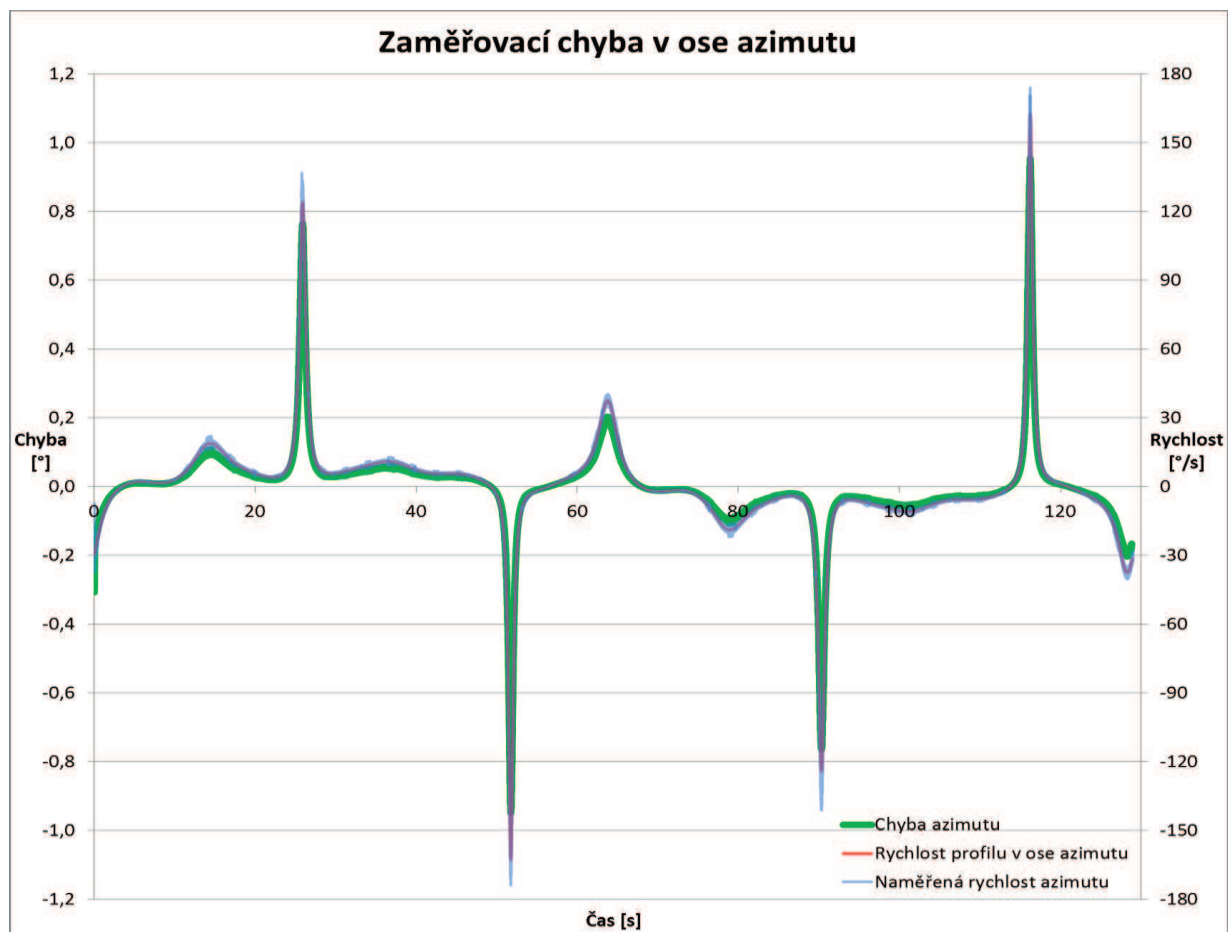
Pro grafickou analýzu zaměřovací chyby byl vytvořen soubor „Analýza směřování antény TMA.xlsx“ (viz Příloha B) do nějž byl zkopírován použitý testovací pohybový profil a skutečná data, která byla naměřena anténou. Oba profily byly umístěny vedle sebe tak, aby jednotlivé řádky obou profilů korespondovaly a poté byly vyneseny do grafu (viz Obrázek 48). Z těchto dat byla dále vypočítána úhlová rychlost pohybu ve stupních za sekundu a

zaměřovací odchylky obou profilů. Poté byly do grafů tyto odchylky vyneseny v závislosti na čase zvlášť pro osu azimutu (viz Obrázek 49) i elevace (viz Obrázek 50). Pro lepší názornost, byla do grafů přidána také závislost zaměřovacích chyb na úhlové rychlosti.



Obrázek 48: Pohybový profil antény v porovnání s naměřenými daty

Z porovnání originálního a naměřeného profilu nejsou patrné jakékoliv vzájemné odchylky, což ale znamená jen to, že nejsou natolik veliké, aby byly v tomto měřítku viditelné. Obrázek tedy slouží spíše pro představu o tom, jak jednotlivé trajektorie testovacího profilu vypadají.



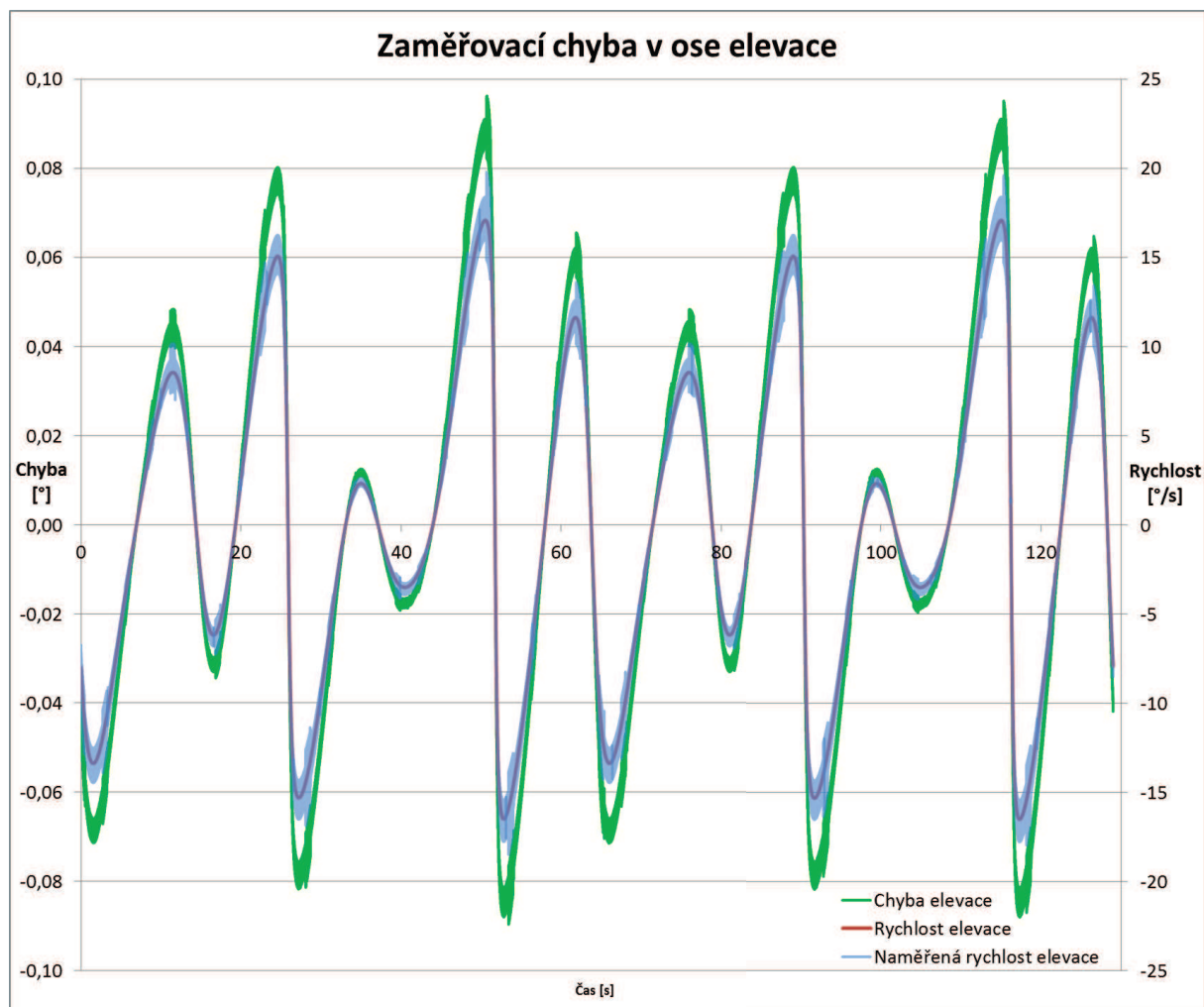
Obrázek 49: Zaměřovací chyba v ose azimutu

Pokud vyneseme do grafu odchylky mezi originálním a skutečně naměřeným profilem, získáme představu o zaměřovací chybě mnohem větší.

Z grafu je patrné, že zaměřovací chyba přímo úměrně souvisí s rychlostí pohybu antény. Čím větší jsou nároky na rychlost směřování antény, tím více se zaměřovací chyba zvětšuje, přičemž téměř nezáleží na orientaci směru otáčení antény, jelikož v obou směrech je při dané rychlosti dosaženo srovnatelné zaměřovací chyby. Největší zaměřovací chyby $0,953^\circ$ je v azimutu dosaženo při rychlosti směřování cca $170^\circ/\text{s}$.

Z hlediska splnění podmínek vytyčených v kapitole 2.7 je během testovacího profilu zaměřovací chyba nedostatečná (větší než $0,2^\circ$) v pěti případech. První je spojen s přechodovým jevem rozjezdu antény, ostatní jsou způsobeny při rychlostních špičkách směřování. Pokud se na situaci podíváme z pohledu cestujících leteckého dopravního prostředku, dojde celkem ke čtyřem výpadkům vysokorychlostního internetu, jelikož satelit ukončí komunikaci při zaměřovací chybě přesahující $0,5^\circ$ a obnoví ji, až když klesne pod hranici $0,2^\circ$. Celková doba bez spojení je rovna přibližně 6 sekundám, což je 4.6 % z celkového času pohybového profilu.

Jelikož se jedná o produkt, který je teprve ve stádiu vývoje, není tento výsledek nikterak špatný.



Obrázek 50: Zaměřovací chyba v ose elevace

V případě směřování antény v ose elevace je situace výrazně lepší. Nároky na rychlost směřování v této ose jsou totiž mnohem menší a tomu také odpovídá výrazně nižší zaměřovací chyba, která byla na vzorku naměřena. Největší chyba 0,096° byla naměřena při maximální rychlosti směřování cca 20 °/s.

Z hlediska splnění vytyčených podmínek je přesnost směřování antény v ose elevace dokonale splněna během celého testovacího profilu a to dokonce s velkou rezervou.

ZÁVĚR

První část diplomové práce seznamuje se základními principy satelitní komunikace. Je zde popsána motivace k zavedení satelitního komunikačního systému včetně znázornění jeho využití v praxi. Dále jsou zde popsány základní prvky satelitního systému, používaná kmitočtová pásma a přehled družicových komunikačních systémů, kterých lze v současnosti využít.

V druhé části je práce zaměřena na popis standardu ARINC 791. Ten je základem, od kterého se odvíjí architektura leteckých satelitních komunikačních systémů pracujících ve frekvenčním pásmu Ku/Ka. Kromě popisů jednotlivých částí systému je zde uvedena také motivace pro přesné směřování letecké satelitní antény a metody řízení, které se používají ke stabilizaci směru vysílacího paprsku antény na leteckém dopravním prostředku vzhledem k satelitu tak, aby byl přenos vysokorychlostního internetu na palubu optimální.

Ve třetí části jsou rozebrány dvě možnosti automatizovaného ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény TMA, včetně návrhu použitého vybavení a nastínění architektury testovacího systému. V prvním případě se simuluje pohyb podstavy antény tak, jak by tomu bylo na leteckém dopravním prostředku. V druhém případě se pohyb podstavy neuvažuje a zjišťuje se pouze schopnost směřování clony antény podle předem připraveného testovacího pohybového profilu. Tato možnost byla nakonec také zrealizována, jelikož vybavení potřebné pro manipulaci s podstavou antény nebylo dostupné.

Čtvrtá část práce se věnuje představení projektu ovládací aplikace, pomocí níž je zajištěno automatizované otestování zaměřovací chyby. Je zde detailně popsán čelní panel včetně všech jeho funkcí a možností nastavení. Dále je zobrazeno a popsáno zapojení blokového diagramu, který je nedílnou součástí ovládací aplikace. Následuje představení FPGA aplikace a seznam použitých Sub-VI, které jsou v projektu použity.

Poslední část práce se zabývá vyhodnocením zaměřovací funkce letecké satelitní antény pomocí navržené aplikace. Je zde popsáno, jakým způsobem byla získána potřebná data a provedeno jejich vyhodnocení. Bylo zjištěno, že poskytnutý prototyp antény s velkou rezervou zvládá směřování ve směru osy elevace. Ve směru azimutu je tato schopnost naopak nedostatečná, jelikož zaměřovací chyba dosahuje hodnoty až $0,95^\circ$, přičemž by neměla přesáhnout $0,2^\circ$. Z grafů vyplývá, že zaměřovací chyba je přímo úměrná rychlosti směřování antény, přičemž nezáleží na orientaci otáčení. Pro splnění je potřeba zajistit přesnější směřování antény ve směru osy azimutu tak, aby byla zachována dostatečná přesnost i ve vyšších rychlostech pohybu antény.

Nedostatečné výsledky jsou zapříčiněny tím, že se nejedná o finální produkt, ale pouze prototyp, který je teprve ve stádiu vývoje. Vypuštění funkčního systému zajišťujícího vysokorychlostní internetové připojení cestujícím na palubě leteckého dopravního prostředku je očekáváno koncem roku 2014.

SEZNAM ZKRATEK

AA (Antenn Aperture) – Clona antény

AI (Analog Input) – Analogový vstup

AES (Aircraft Earth Station) – Letecká pozemní stanice

AISD (Airline Information Services Domain) - Doména letecké informační služby

AO (Analog Output) – Analogový výstup

APM (Airplane Personality Module) – Letadlový identifikační modul

ARINC (Aeronautical Radio, Incorporated) – poskytovatel dopravních komunikací a systémově-inženýrských řešení v oblasti letectví

BDC (block down converters) – Blokové konvertory pro snížení signálu

CRC (Cyclic Redundancy Check)

DO (Digital Output) – Digitální výstup

DI (Digital Input) – Digitální vstup

DMA (Direct Memory Access) – Paměť s přímým přístupem

FDMA (Frequency Division Multiple Access) – Vícenásobný přístup s frekvenčním dělením

FIFO (First In, First Out) – První dovnitř, první ven

FMA (Fuselage Mount Antenna) – Anténa montovaná do trupu letadla

FPGA (Field-Programmable Gate Array) – Hradlové pole

GES (Ground Earth Station) – Pozemní stanice

GmPRS (Geo Mobile Radio Service) – Mobilní pozemní rádiová služba

GSO (Geostationary Satellite Orbit) – Geostacionární oběžná dráha

HDTV (High Definition TV) – Televize s vysokým rozlišením

HEO (High Elliptical Orbit) – Vysoká oběžná dráha

HPA (High Power Amplifier) – Vysoko-výkonové zesilovače

HSD (High Speed Data) – Vysokorychlostní data

IMU (Inertial Measurement Unit) - Inerciální měřicí jednotka

KANDU (Ku/Ka-band Aircraft Networking Data Unit) – Datová síťová jednotka pásma Ku/Ka

KRFU (Ku/Ka-band Radio Frequency Unit) – Rádiová frekvenční jednotka pásma Ku/Ka

LEO (Low Earth Orbit) – Nízká oběžná dráha

LNA (Low Noise Amplifier) – Nízko-šumový zesilovač

LNB (Low Noise Block) – Nízko-šumové bloky

MEO (Medium Earth Orbit) – Střední oběžná dráha

MODMAN – MODem a MANager

MPEG (Moving Picture Experts Group) – Skupina expertů pro pohyblivý obraz

OAE (Outside Antenna Equipment) – Vnější vybavení antény

PCU (Polarization control unit) – Polarizační kontrolní jednotka

PIESD (Passenger Information and Entertainment Services Domain) - Doména informací a zábavních služeb

PODD (Passenger Owned Devices Domain) – Doména zařízení vlastněných cestujícími

QPSK (Quadrature phase – shift keying) – Kvadrurní čtyřstavová modulace

RF (Radio frequency) – Frekvence radiového signálu

RFID (Radio Frequency Identification) – Identifikace na rádiové frekvenci

TDMA (Time Division Multiple Access) – Vícenásobný přístup s časovým dělením

TDMS (Technical Data, Management Streaming) – Technická data, spravované přenosy

TMA (Tail Mount Antenna) – Anténa montovaná do ocasní plochy letadla

UMTS (Universal Mobile Telecommunication Systém) – Univerzální mobilní telekomunikační systém

VOIP (Voice over Internet Protocol) – Hlas přenášený internetovým protokolem

VSAT (Very Small Aperture Terminals) – Terminály s velmi malou aperturou

W-CDMA (Wideband Code Division Multiple Access) – Širokopásmový vícenásobný přístup s kódovým dělením-

SEZNAM LITERATURY

- [1] LinkStar® Pro System - ViaSat. VIASAT, Inc. *Satellite and Other Digital Communications Networks, Services, and Technology - ViaSat* [online]. 2013. vyd. 2013 [cit. 2013-12-18]. Dostupné z: <http://www.viasat.com/enterprise-satellite-networks/linkstar-system>
- [2] BRADÁČ, Jindřich. *Satelitní technika populárně*. 1. vyd. Praha: Grada Publishing, 1994, 207 s. ISBN 80-856-2397-8.
- [3] GERARD, Maral. *Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*. United Kingdom: Wiley, John & Sons, Incorporated, 2011, 742 s. ISBN 9781119965091.
- [4] *Van Allenovy pásy*. Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. 2001-2013 [cit. 2013-12-18]. Dostupné z: http://cs.wikipedia.org/wiki/Van_Allenovy_pásy
- [5] *Družicové telekomunikační spoje* [online]. 8.2.2010. 2010 [cit. 2013-12-18]. Dostupné z: <http://access.feld.cvut.cz/view.php?cislocclanku=2010020002>
- [6] Kurz kosmonautiky. *Družice a sondy* [online]. 2001, č. 4 [cit. 2013-12-18]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/zaklady/kurz/kurz4.htm>
- [7] Kmitočtová pásma používaná v satelitní komunikaci - Stránky pro začátečníky - Parabola.cz. *Parabola.cz (satelity, DVB-T, kabel, digitální vysílání)* [online]. 2013 [cit. 2013-12-18]. Dostupné z: <http://www.parabola.cz/abc/tabulka-kmitoctova-pasma/>
- [8] *Transpondér* :: [online]. 2011 [cit.2013-12-18]. Dostupné z: <http://www.2160p.cz/transponder/>
- [9] Družicové komunikační systémy. *Ústav radioelektroniky VUT* [online]. 2009 [cit.2013-12-18]. Dostupné z: http://www.urel.feec.vutbr.cz/web_pages/projekty/clanky/Rumanek_druzice.pdf
- [10] Inmarsat Global Xpress - Aviation [online]. 2013 [cit. 2013-12-18]. Dostupné z: <http://www.igx.com/aeronautical>
- [11] PŘENOS DAT PROSTŘEDNICTVÍM SYSTÉMU VSAT. *Ústav radioelektroniky VUT* [online]. 2010 [cit. 2013-12-18]. Dostupné z: http://www.urel.feec.vutbr.cz/MSDS/downloads/SDS_lab_3.pdf
- [12] AERONAUTICAL RADIO, INC. *Draft 1 of Supplement 2 to ARINC Characteristic 791: Ku-Band and Ka-Band Satellite Communication System, Part 1, Physical Installation and Aircraft Interfaces*. 14.7.2013. Annapolis: AECC, 2013. Dostupné z: <https://www.arinc.com/cf/store/cart.cfm>

- [13] NATIONAL INSTRUMENTS. SC Express System Setup - National Instruments [online]. 2013 [cit. 2013-12-22]. Dostupné z: <http://www.ni.com/white-paper/11398/en/>
- [14] NATIONAL INSTRUMENTS. LabVIEW: User manual, [online], 2003.[cit. 2011-12-10], dostupné z: <http://www.ni.com>.
- [15] NATIONAL INSTRUMENTS. LabVIEW: Getting started with LabVIEW,[online], 2010. [cit. 2011-12-10], dostupné z: <http://www.ni.com>.

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1: Služby poskytované satelitním komunikačním systémem [1]	10
Obrázek 2: Van Allenovy pásy [4]	11
Obrázek 3: Přejechod družice na GSO [5]	11
Obrázek 4: Negeostacionární oběžné dráhy [5].....	12
Obrázek 5: Označení pásem satelitních komunikací	13
Obrázek 6: Struktura systému VSAT [9].....	16
Obrázek 7: Struktura systému Iridium [9]	17
Obrázek 8: Struktura leteckého systému ARINC 791	20
Obrázek 9: Letecké satelitní antény [12]	21
Obrázek 10: Osy natáčení antény TMA	22
Obrázek 11: Konfigurace leteckého komunikačního systému ARINC 791 [12]	23
Obrázek 12: Vnější vybavení antény [12]	24
Obrázek 13: Clona TMA antény [12].....	24
Obrázek 14: Průběh lineární a kruhové polarizace [12]	25
Obrázek 15: Polohovač antény [12]	25
Obrázek 16: TMA anténa s podstavou [12].....	26
Obrázek 17: Diagram jednotky KRFU [12]	27
Obrázek 18: Jednotka KANDU [12]	28
Obrázek 19: Závislost účinnosti antény na zaměřovací chybě	31
Obrázek 20: Řízení pomocí inerciálních senzorů letadla	33
Obrázek 21: Řízení antény pomocí inerciálních senzorů a intenzity signálu	34
Obrázek 22: Řízení pomocí kombinace inerciálních senzorů se zpětnou vazbou.....	35
Obrázek 23: Ovládací počítač s platformou PXI [14]	36
Obrázek 24: Stůl s říditelným pohybem [12]	37
Obrázek 25: HW Konfigurace testu simulujícího reálné podmínky	39
Obrázek 26: HW Konfigurace testu pohybu antény	41
Obrázek 27: Čelní panel, Blokový diagram v prostředí LabVIEW [14].....	43
Obrázek 28: Struktura projektu	44
Obrázek 29: Čelní panel ovládací aplikace (main.vi).....	45

Obrázek 30: Ovládání napájení	46
Obrázek 31: Nastavení.....	46
Obrázek 32: Datový mód.....	46
Obrázek 33: Přímé zadávání	47
Obrázek 34: Zadávání řetězcem	47
Obrázek 35: Výběr skriptového souboru	47
Obrázek 36: Pozice antény	48
Obrázek 37: Nedeterministické zprávy	48
Obrázek 38: Fyzikální parametry antény.....	48
Obrázek 39: Proud motorů.....	48
Obrázek 40: Zesilovač antény	49
Obrázek 41: Selftest.....	49
Obrázek 42: Status a verze antény	49
Obrázek 43: Zapisování do FIFO fronty	50
Obrázek 44: Blokový diagram ovládací aplikace (main.vi)	52
Obrázek 45: Nastavení bitového souboru do FPGA reference.....	53
Obrázek 46: Blokový diagram FPGA aplikace (FPGA.vi)	55
Obrázek 47: Použité Sub-VI.....	56
Obrázek 48: Pohybový profil antény v porovnání s naměřenými daty	58
Obrázek 49: Zaměřovací chyba v ose azimutu.....	59
Obrázek 50: Zaměřovací chyba v ose elevace.....	60

SEZNAM PŘÍLOH

Příloha A: Projekt TMA (Na přiloženém CD)

Příloha B: Analýza dat (Na přiloženém CD)

Příloha C: Video směřování antény TMA (Na přiloženém CD)